

DLR-IB-AT-KP-2018-143

**Neuauslegung und Bewertung des
Betriebsverhaltens einer integrierten
Gasturbine im hybrid-elektrischen
Antriebssystem am Beispiel eines
ATR72 Regionalflugzeugs**

Masterarbeit

Lars Wandrey



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Kurzfassung

In der vorliegenden Arbeit werden zunächst die hybrid-elektrischen Antriebskonzepte turbo-elektrisch, parallel hybrid und seriell hybrid sowie die zugehörigen elektrischen Komponenten vorgestellt. Des Weiteren wird auf Theorie zur Gasturbinenauslegung eingegangen. Anschließend wird das PW127F-Turboprop-Triebwerk als Referenztriebwerk im Programmsystem GTlab modelliert. Dabei werden wesentliche Parameterwerte der Triebwerkskomponenten ermittelt. Das entstehende Modell wird als Grundlage für die anschließende Neuauslegung der Gasturbine genutzt. In diesem Schritt wird eine moderne Gasturbine durch Verwendung extrapolierter Parameterwerte abgebildet. Diese Neuauslegung wird dann in die betrachteten hybrid-elektrischen Antriebssysteme integriert. Im Rahmen einer Sensitivitätsanalyse werden im nächsten Schritt die Einflüsse der elektrischen Komponenten auf die Gasturbine untersucht. Zum einen werden dabei die Auswirkungen der im System vorhandenen elektrischen Komponenten auf das Betriebsverhalten der Gasturbine untersucht, zum anderen werden die Veränderungen ausgewählter Gasturbinenparameter durch Variationen von Größen des elektrischen Strangs analysiert. Es zeigen sich starke Abhängigkeiten der Parameterentwicklungen von dem Gasturbinendurchsatz sowie von der Verschiebung der Betriebspunkte in den Komponentenkennfeldern im Off-Design.

Abstract

In this thesis initially the three hybrid-electric propulsion concepts turbo-electric, parallel hybrid and serial hybrid are introduced as well as related electric components. Furthermore, theory concerning the design of gas turbines is presented. The turboprop engine PW127F is modelled in the program system GTlab afterwards. For this case essential parameter values of engine components are determined. The evolved model is the basis for the following redesign of the gas turbine. This is done by representing a modern gas turbine by application of extrapolated parameter values. The redesigned gas turbine is then integrated into the considered hybrid-electric propulsion system. In the following step the impacts of the electric components on the gas turbine are examined in a sensitivity analysis. There is research on the impacts of the system's electric components on the operating performance of the gas turbine as well as on the changes of selected gas turbine parameters by the variation of quantities of the electric line. There are considerable dependencies of the development of the parameters on the mass flow through the gas turbine and the shifting of the operating points in the component maps in off design.

Inhaltsverzeichnis

Kurzfassung	i
Verzeichnis der Formelzeichen	iv
Abkürzungsverzeichnis	vii
Abbildungsverzeichnis	ix
Tabellenverzeichnis	xii
1. Einleitung	1
1.1. Motivation und Zielsetzung	2
1.2. Vorgehen und angestrebte Ergebnisse	2
2. Grundlagen	3
2.1. Das Flugzeug - ATR72-500	3
2.2. Hybrid-elektrische Antriebsstränge	4
2.2.1. Turbo-elektrisches Antriebskonzept	5
2.2.2. Seriell hybrides Antriebskonzept	6
2.2.3. Parallel hybrides Antriebskonzept	7
2.3. Elektrische Komponenten des hybrid-elektrischen Antriebsstranges	8
2.3.1. Elektrischer Motor	8
2.3.2. Generator	10
2.3.3. Batterie	10
2.3.4. Leistungselektronik	12
2.3.5. Elektrische Leiter	12
2.4. Theorie zur Auslegung von Gasturbinen	17
2.4.1. Technologiestand und Entwicklung	17
2.4.2. Einfluss der Gasturbinengröße	19
2.5. Leistungsrechnung von Gasturbinen	21
2.5.1. Design Rechnung	22
2.5.2. Off-Design Rechnung	23
3. Auslegung des Referenztriebwerks	25
3.1. Das Triebwerk PW127F	25
3.2. Modellierung des PW127F	26
3.2.1. Wirkungsgrade der Turbokomponenten	27
3.2.2. Kühlluftmodellierung	31
3.2.3. Propellerkennfeld	35
3.3. Betriebspunkte und Leistungsanforderungen	37

3.4. Leistungsrechnung	40
3.4.1. Gleichungssysteme und Iterationsschemata	41
3.4.2. Auswertung	43
4. Neuauslegung der Gasturbine	47
4.1. Modellierung	47
4.1.1. Komponentenwirkungsgrade	47
4.1.2. Temperaturniveau der Gasturbine	50
4.1.3. OPR-Studie	51
4.2. Integration in den hybrid-elektrischen Antriebsstrang	55
4.2.1. Turbo-elektrisches Konzept	55
4.2.2. Parallel hybrides Konzept	59
4.2.3. Seriell hybrides Konzept	61
5. Sensitivitätsanalyse und Flugmissionsrechnung	63
5.1. Sensitivitätsanalyse	63
5.1.1. Turbo-elektrisches System	64
5.1.2. Parallel hybrides System	71
5.1.3. Seriell hybrides System	76
5.2. Flugmissionsrechnung	81
5.2.1. Gewichtsbestimmung	83
5.2.2. Auswertung	85
6. Diskussion	88
7. Zusammenfassung und Ausblick	90
Literaturverzeichnis	xiii
Anhang	xviii
A. Grundlagen	xviii
B. Auslegung des Referenztriebwerks	xxi
C. Neuauslegung	xxiii
D. Turbo-elektrisches Antriebssystem	xxvi
E. Sensitivitätsanalyse	xxix
F. Flugmissionsrechnung - Gewichtsübersicht	xxxviii

Verzeichnis der Formelzeichen

Formelzeichen	Einheit	Bedeutung
a	m/s	Schallgeschwindigkeit
A	m^2	Fläche
A_l	mm^2	Leitungsquerschnitt
AC	A/m	spezifische elektrische Belastung
$A_{ax} \cdot (N/60)^2$	m^2/s^2	mechanischer Belastungsparameter
B_L	$N/(A \cdot m^2)$	magnetische Last
$BETA$	—	Hilfskoordinate im Kennfeld
C_0	m/s	Eintrittsgeschwindigkeit der Strömung (Turbine)
C_1	m/s	Austrittsgeschwindigkeit der Strömung (Turbine)
C_{ax}	m/s	Axialgeschwindigkeit der Strömung
C_D	—	Widerstandsbeiwert
C_{D0}	—	parasitärer Widerstandsbeiwert
C_{D2}	—	induzierter Widerstandsbeiwert
C_{el}	—	Konstante der elektrischen Maschine
C_L	—	Auftriebsbeiwert
C_P	—	Leistungskoeffizient
C_T	—	Schubkoeffizient
D	m	Durchmesser
D_{AC}	N	Flugzeugwiderstand
E_{el}	kWh	gespeicherte elektrische Energie im hybriden Antriebsstrang
E_{tot}	kWh	gespeicherte Gesamtenergie im hybriden Antriebsstrang
g_0	m/s^2	Erdbeschleunigung
H	m	Flughöhe
H_E	—	Energieverhältnis im hybriden Antriebsstrang
H_{MO}	ft	max. Flughöhe im Betrieb
H_P	—	Leistungsverhältnis im hybriden Antriebsstrang
H_{spez}	J/kg	spezifische Arbeit
I	A	Stromstärke
J	—	Fortschrittsgrad
L	m	Länge
m	—	Exponent im Zusammenhang zwischen dem Massenstrom und dem polytropen Wirkungsgrad
m_{AC}	kg	Flugzeugmasse

m_{GT}	kg	Gasturbinenmasse
$\Delta M_{KL,S+R}$	kg/s	gesamter Kühlluftdurchsatz durch Leit- und Laufrad
M_{korr}	kg/s	korrigierter Massenstrom
M_V	kg/s	Durchsatz des Hochdruckverdichters
Ma	—	Machzahl
Ma_{MO}	—	max. Machzahl im Betrieb
n	—	Exponent im Zusammenhang zwischen der Re-Zahl und dem polytropen Wirkungsgrad
N	$1/s$	Drehzahl
p_{err}	—	Druckfehler (GTlab)
p_s	Pa	statischer Druck
p_t	Pa	Totaldruck
P_{el}	kW	elektrische Leistung
$P_{el,max}$	kW	max. elektrische Leistung im hybriden Antriebsstrang
P_{Prop}	kW	Propellerleistung
P_{tot}	kW	gesamte Leistung des hybriden Antriebsstrangs
PW_{err}	—	Leistungsfehler (GTlab)
q	Pa	dynamischer Druck
R_{spez}	$J/(kg \cdot K)$	spezifische Gaskonstante
R_l	Ω	Leitungswiderstand
Re	—	Reynolds-Zahl
RNI	—	Reynolds-Zahl-Index
Rt	μm	technische Oberflächenrauigkeit
S	m^2	Flügelfläche
T	K	Temperatur
T_{AC}	N	Schub des Flugzeuges
ΔT_{ISA}	K	Temperaturdifferenz zur Standardatmosphäre
T_m	K	Bezugstemperatur
T_N	N	Nettoschub
T_{Prop}	N	Propellerschub
T_t	k	Totaltemperatur
U	m/s	Umfangsgeschwindigkeit
U_{el}	V	elektrische Spannung
$U_{el,V}$	V	elektrische Verlustspannung
V	m/s	Geschwindigkeit des Flugzeuges parallel zur Flugbahn
V_0	m/s	Fluggeschwindigkeit
V_2	m/s	Minimalgeschwindigkeit im Falle eines Triebwerksausfalls
V_c	m/s	Vertikalgeschwindigkeit des Flugzeuges
V_{MO}	$KLAS$	max. Fluggeschwindigkeit im Betrieb
V_{TAS}	m/s	Fluggeschwindigkeit gegenüber der Luft
W	m/s	Massenstrom
W_1	m/s	Eintrittsgeschwindigkeit der Strömung (Verdichter)

W_{AC}	N	Flugzeuggewicht
W_{Core}	kg/s	Kernmassenstrom
W_{err}	—	Massenstromfehler (GTlab)
W_{Fuel}	kg/s	Treibstoffmassenstrom
γ	$^{\circ}$	Bahnneigungswinkel
$\eta_{el,ges}$	—	elektrischer Gesamtwirkungsgrad
η_{Gen}	—	Wirkungsgrad des Generators
$\Delta\eta_{KL}$	—	Differenz zum polytropen Turbinenwirkungsgrad durch Einsatz von Kühlluft
η_{LE}	—	Wirkungsgrad der Leistungselektronik
η_{Leit}	—	Wirkungsgrad der Leitungen
η_{Mot}	—	Wirkungsgrad des Motors
η_{pol}	—	polytroper Wirkungsgrad
$\eta_{pol,Des}$	—	polytroper Wirkungsgrad im Auslegungspunkt
$\Delta\eta_{pol,T}$	—	Differenz aus der Turbinenentwicklung
η_{Prop}	—	Propellerwirkungsgrad
κ	—	Isentropenexponent
ν	m^2/s	kinematische Zähigkeit
Π_C	—	Verdichterdruckverhältnis
ρ	kg/m^3	Dichte
ρ_{Al}	$(\Omega \cdot mm^2)/m$	spezifischer Widerstand des Aluminiumleiters
σ	—	Korrelationsparameter in Bezug auf die Streuung bei der Darstellung statistischer η -Werte
ϕ	$^{\circ}$	Querneigungswinkel des Flugzeuges
φ	—	Lieferzahl
Ψ	—	Druckziffer

Abkürzungsverzeichnis

Abkürzung	Bedeutung
AC	Alternating Current
APU	Auxiliary Power Unit
ATR	Avion de Transport Regional
AWG	American Wire Gauge
BADA	Base of Aircraft Data
BPR	Bypass Ratio
CPR	Compressor Pressure Ratio
DC	Direct Current
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
EIS	Entry Into Service
EM	Elektromotor (Abb. 2.2)
EoF OEI	End of Field One Engine Inoperative
EPGS	Electrical Power-Generation Systems
FAR	Fuel to Air Ratio
FOI	Swedish Defence Research Agency
G	Generator (Abb. 2.2)
GTO	Gate Turn-Off
HPC	High Pressure Compressor
HPT	High Pressure Turbine
ICE	Internal Combustion Engine (Abb. 2.2)
IGBT	Insulated-Gate Bipolar Transistor
IGC	Integrated Gate-Commutated
ISA	International Standard Atmosphere
ITT	Inter-Turbine Temperature
LPC	Low Pressure Compressor
LPT	Low Pressure Turbine
MCR	Maximum Cruise
MLW	Maximum Landing Weight
MOSFET	Metal-Oxide-Semiconductor Field-Effect Transistor
MTOW	Maximum Takeoff Weight
MZFW	Maximum Zero Fuel Weight
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NO _x	Stickoxide
OEW	Operating Empty Weight
OPR	Overall Pressure Ratio
PH	Parallel Hybrides Konzept
PL	Payload
PVC	Polyvinylchlorid

PWT	Power Turbine
RPM	Revolutions Per Minute
SH	Seriell Hybrides Konzept
STOL	Short Takeoff and Landing
TAS	True Airspeed
TCDS	Type Certificate Data Sheet
TE	Turbo-elektrisches Konzept
TO	Takeoff
ToC	Top of Climb
TSFC	Thrust Specific Fuel Consumption
XLPE	Cross-Linked Polyethylene

Abbildungsverzeichnis

2.1. Regionalflugzeug ATR72-500	3
2.2. Turbo-elektrische Architektur	5
2.3. Seriell hybride Architektur	6
2.4. Parallel hybride Architektur	7
2.5. Elektromotoren in der Luftfahrt	9
2.6. Mögliche Entwicklung der Energiedichte von Li-Batterien	11
2.7. Aluminiumkabel für den Mittelspannungsbereich	14
2.8. Spannungsabfall über dem Leitungsquerschnitt	15
2.9. Gewicht von AA-8000-Leitungen mit XLPE-Isolierung	16
2.10. Größeneinfluss bei Verdichtern	21
2.11. Beispiel eines Verdichterkennfeldes	24
3.1. Schnittdarstellung eines Triebwerkes der PW120-Familie	26
3.2. Modellierung des PW127F in GTlab	26
3.3. Zeitliche Entwicklung der polytropen Wirkungsgrade von Radialverdichtern	27
3.4. Zeitliche Entwicklung der Turbineneffizienz der PW100-Familie	29
3.5. Zeitliche Entwicklung der polytropen Wirkungsgrade von HD- und MD-Turbinen	30
3.6. Zeitliche Entwicklung der polytropen Wirkungsgrade von ND-Turbinen	31
3.7. Kühlluftentnahme und -zufuhr im Hochdruckbereich	32
3.8. Relativer Kühlluftdurchsatz durch Leit- und Laufrad	33
3.9. Relativer Kühlluftdurchsatz im Bereich des Laufrades	34
3.10. Einfluss des relativen Kühlluftdurchsatzes auf den Turbinenwirkungsgrad	35
3.11. Diagramme zur Beschreibung des HS568F-Propellers	36
3.12. Erzeugtes Propellerkennfeld	37
3.13. Qualitativ aufgetragene Flugmission mit Betriebspunkten	38
3.14. Kennfeld des LPCs mit eingetragenen Betriebspunkten	44
3.15. Kennfeld der LPT mit eingetragenen Betriebspunkten	45
4.1. Vergleich polytroper Komponentenwirkungsgrade Referenztriebwerk - Neuauslegung	49
4.2. Entwicklung der Turbineneintrittstemperaturen und -materialien	50
4.3. Veranschaulichung der OPR-Parameterstudie	51
4.4. Arbeitslinien bei variierenden Verdichterdruckverhältnissen	52
4.5. Vergleich der Massenströme von Referenztriebwerk und Neuauslegung	53
4.6. Vergleich thermodynamischer Parameter von Referenztriebwerk und Neuauslegung	54
4.7. Turbo-elektrisches Konzept in GTlab	55
4.8. Smith-Diagramm für Axialturbinen	57

4.9. Mechanische Laufschaufelbelastung von ND-Turbinen	58
4.10. Turbo-elektrisches Konzept mit einzelner Gasturbine in GTlab	59
4.11. Parallel hybrides Antriebskonzept in GTlab	59
4.12. Unskaliertes Kennfeld des LPC am Beispiel PH_30	61
4.13. Seriell hybrides Konzept in GTlab	61
5.1. Vergleich der Massenströme - Turbo-elektrisches System	65
5.2. Vergleich der Komponentenwirkungsgrade - Turbo-elektrisches System . . .	66
5.3. Polytrope Komponentenwirkungsgrade über dem korrigierten Massenstrom	67
5.4. Vergleich thermodynamischer Größen - turbo-elektrisches Konzept	68
5.5. Vergleich der Massenströme - TE_singleGT_84	69
5.6. Vergleich der Komponentenwirkungsgrade - TE_singleGT_84	70
5.7. Vergleich thermodynamischer Größen - TE_singleGT_84	70
5.8. Vergleich der Massenströme - PH_10	71
5.9. Vergleich der Massenströme - Parallel hybrides System	72
5.10. Vergleich der Komponentenwirkungsgrade - PH_10	73
5.11. Vergleich der Komponentenwirkungsgrade - Parallel hybrides System . . .	75
5.12. Vergleich thermodynamischer Größen - PH_10	75
5.13. Vergleich der Massenströme - SH_10_84	76
5.14. Vergleich der Massenströme - Seriell hybrides System	77
5.15. Vergleich der Komponentenwirkungsgrade - SH_10_84	78
5.16. Vergleich der Komponentenwirkungsgrade - Seriell hybrides System	80
5.17. Vergleich thermodynamischer Parameter - SH_10_84	80
5.18. Vergleich thermodynamischer Parameter - Seriell hybrides System	81
5.19. Definierte Flugmission aufgetragen über die Flugzeit	82
5.20. Gewichtsauflistung zur Flugmission	85
5.21. Antriebsenergie - Flugmissionen	87
A.1. ATR72-500 - Abmessungen	xviii
A.2. Geschwindigkeitsdreiecke und Parameter über die Verdichter- und Turbinenstufen	xix
B.1. Parameterwerte des PW127F	xxi
B.2. Verwendetes skaliertes Propellerkennfeld	xxii
C.1. Polytrope Wirkungsgrade der Radialverdichter - extrapoliert	xxiii
C.2. Polytrope Wirkungsgrade der Hoch- und Mitteldruckturbinen - extrapoliert	xxiv
C.3. Polytrope Wirkungsgrade der Niederdruckturbinen - extrapoliert	xxiv
D.1. Mittlere Umfangsgeschwindigkeiten an den Laufschaufeln von ND-Turbinen	xxvii
D.2. Nabenverhältnis am Austritt in Abhängigkeit des Druckverhältnisses der ND-Turbine	xxvii
D.3. Axiale Machzahlen am ND-Turbinen Ein- und Austritt	xxviii
E.1. Entwicklung der Komponentenwirkungsgrade - Turb-elektrisches Konzept .	xxx
E.2. Entwicklung thermodynamischer Parameter - Turb-elektrisches Konzept .	xxxi
E.3. Vergleich der Massenströme - TE_84 und TE_singleGT_84	xxxii
E.4. Vergleich der Komponentenwirkungsgrade - TE_84 und TE_singleGT_84	xxxii
E.5. Vergleich thermodynamischer Größen - TE_84 und TE_singleGT_84 . . .	xxxiii
E.6. Ausschnitte der LPC-Kennfelder von Neuauslegung und PH_10	xxxiv
E.7. Ausschnitte der LPT-Kennfelder von Neuauslegung und PH_10	xxxv

E.8. Ausschnitte der PWT-Kennfelder von Neuauslegung und PH_10	xxxvi
E.9. Vergleich thermodynamischer Parameter - Parallel hybrides Konzept	xxxvii

Tabellenverzeichnis

2.1. Eigenschaften der ATR72-500	4
2.2. Kupfer und Aluminium im Vergleich	13
2.3. Parameter zur Ermittlung des polytropen Wirkungsgrades	20
3.1. Betriebspunkte - Rahmenbedingungen	38
3.2. Betriebspunkte - Leistungsanforderungen	40
3.3. Gleichungssystem im Auslegungspunkt	41
3.4. Iterationsschema in den Off-Design-Punkten	42
3.5. Ergebnisse der Leistungsrechnung - PW127F-Modell	43
3.6. FOI-Betriebspunkte und Nachrechnung	46
4.1. Polytrope Verdichterwirkungsgrade von Referenz und Neuauslegung	48
4.2. Polytrope Turbinenwirkungsgrade von Referenz und Neuauslegung	48
5.1. Gewichtsübersicht - ATR72-500	83
5.2. Energieverhältnisse der untersuchten Konzepte	86
C.1. Ergebnisse der Leistungsrechnung - Neuauslegung	xxv
D.1. Gleichungssystem im Auslegungspunkt - Turbo-elektrisches Konzept . . .	xxvi
F.1. Gewichtsübersicht TE_82	xxxviii
F.2. Gewichtsübersicht TE_84	xxxix
F.3. Gewichtsübersicht TE_86	xxxix
F.4. Gewichtsübersicht TE_89	xl
F.5. Gewichtsübersicht PH_10	xl
F.6. Gewichtsübersicht PH_20	xli
F.7. Gewichtsübersicht PH_30	xli
F.8. Gewichtsübersicht PH_44	xli
F.9. Gewichtsübersicht SH_10_84	xlii
F.10. Gewichtsübersicht SH_20_84	xliii
F.11. Gewichtsübersicht SH_30_84	xliii
F.12. Gewichtsübersicht SH_44_84	xliv

1. Einleitung

Der Klimaschutz wird zu einem immer brisanteren Thema in der heutigen Zeit. Um der globalen Erwärmung entgegenzuwirken, werden Pläne zur Reduktion des weltweiten Kohlenstoffdioxid-Ausstoßes entwickelt. Dazu gehört beispielsweise das Pariser Klimaabkommen, das von 195 Staaten unterzeichnet wurde. Langfristiges Ziel ist, den Anstieg der weltweiten Durchschnittstemperatur auf deutlich unter 2°C in Bezug auf vorindustrielle Werte zu begrenzen [1].

Der Flugverkehr trägt ca. 3% zu den weltweiten Emissionen an Kohlenstoffdioxid bei [2]. Dieser Wert allein scheint relativ gering. Zu berücksichtigen sind allerdings weitere ausgestoßene Stoffe wie z.B. Stickoxide, Aerosole, Ruß und Kohlenmonoxid. Die im Abgas enthaltenen Partikel führen in großen Höhen zur Bildung der sogenannten „Homomutatus“, die auch Kondensstreifen genannt werden. Es wird vermutet, dass diese künstlich erzeugten Wolken im Gegensatz zu natürlichen Wolken die Erde aufheizen. Auf diese Weise könnte die Luftfahrt stärker für den Klimawandel verantwortlich sein als die reine Betrachtung des Kohlenstoffdioxid-Ausstoßes nahelegen würde. Darüber hinaus soll der europäische Flugverkehr bis zum Jahr 2040 um 53% zunehmen [2].

Aus diesen Gründen setzen sich viele Ansätze mit dem Ziel der Reduzierung des Treibstoffbedarfs von Flugzeugen in zahlreichen Studien und Projekten auseinander. Neben operationellen und aerodynamischen Optimierungen wird der Schwerpunkt vermehrt auf die Antriebstechnik gelegt. Dabei geht es um die Steigerung der Effektivität aktueller Triebwerkstechnik, die Verwendung alternativer Kraftstoffe, aber auch die Untersuchung anderer Antriebssysteme. Im Rahmen neuer Antriebstechniken werden Triebwerkskonfigurationen basierend auf konventionellen Konzepten zur Energieerzeugung in Betracht gezogen wie z.B. Open-Rotor-Konzepte.

Darüber hinaus werden allerdings auch vermehrt Antriebskonzepte analysiert, die sich elektrische Energie zu Nutze machen. Dabei kommen bei heutigem Stand der Technik vor allem hybrid-elektrische Antriebsstränge in Frage. Mit Implementierung elektrischer Komponenten ins Antriebssystem soll der Treibstoffbedarf im Betrieb und damit die Schadstoff-Emission reduziert werden. Aufgrund der Leistungs- und Reichweitenanforderungen im Luftverkehr ist allerdings zusätzlich der Einsatz von Gasturbinen im Antriebsstrang erforderlich. Auf absehbare Zeit ist daher auf eine Gasturbine im Antriebssystem nicht zu verzichten. Deren Performance trägt einen wesentlichen Teil zur Effizienz des Gesamtsystems bei. Der Großteil der Forschungsarbeiten in diesem Themengebiet beschäftigt sich allerdings mit dem Gesamtbild der hybrid-elektrischen Antriebskonzepte und den eingebrachten elektrischen Komponenten.

1.1. Motivation und Zielsetzung

Da in vielen Forschungsarbeiten lediglich das Gesamtsystem der hybrid-elektrischen Konzepte betrachtet wird, soll im Rahmen dieser Arbeit die Integration der Gasturbine in den entsprechenden Antriebsstrang untersucht werden. Ziel ist es, daraufhin eine Aussage über das Betriebsverhalten dieser Gasturbine in verschiedenen hybrid-elektrischen Antriebssystemen zu treffen. Dabei gilt es insbesondere zu untersuchen, welchen Einfluss die im System vorhanden elektrischen Komponenten und welche Auswirkungen Variationen der Parameter des elektrischen Strangs auf die Gasturbine haben. Dies dient dem Zweck, in zukünftig evtl. umgesetzten hybrid-elektrischen Antriebssystemen eine Vorstellung über zu erwartende Aspekte und Besonderheiten bei der Auslegung einer Gasturbine zur Integration in ein solches System zu bekommen.

Im Fokus der vorliegenden Studie stehen die Leistungsrechnung und Analyse des Betriebsverhaltens der Gasturbine in den hybrid-elektrischen Antriebssystemen. Eine Vorauslegungen der Gasturbine wird daher nicht berücksichtigt. Auch eine detaillierte Flugmissionsanalyse wird in dieser Arbeit nicht vorgestellt.

1.2. Vorgehen und angestrebte Ergebnisse

Um das genannte Ziel zu erreichen, werden zunächst einige Grundlagen erarbeitet. Neben der Vorstellung des betrachteten Flugzeuges wird dabei auf hybrid-elektrische Antriebsstränge sowie deren elektrische Komponenten eingegangen. Darüber hinaus werden theoretische Elemente zur Gasturbinenauslegung behandelt. Im darauffolgenden Kapitel wird das PW127F-Triebwerk modelliert. Dieses soll als Referenzkonfiguration für die Gasturbinenneuauslegung dienen. Im Rahmen der Auslegung des Referenztriebwerks werden Komponentenwirkungsgrade sowie Parameter des Kühlluftsystems ermittelt. Darüber hinaus werden Betriebspunkte und zugehörige Leistungsanforderungen an das Triebwerk definiert. Das Betriebsverhalten des modellierten Triebwerks wird in diesen Punkten mit Hilfe des Programmsystems GTlab berechnet.

Die Neuauslegung der Gasturbine baut auf der Modellierung des Referenztriebwerks auf. Es werden neue Komponentenwirkungsgrade ermittelt und Temperatur- und Druckniveaus bestimmt. Anschließend wird die Gasturbine in die betrachteten hybrid-elektrischen Antriebssysteme integriert. Am Ende der vorliegenden Arbeit wird dann der Einfluss der elektrischen Komponenten im System auf das Betriebsverhalten der Gasturbine in den definierten Betriebspunkten und einer typischen Flugmission analysiert. Nach der Auswertung werden die Ergebnisse diskutiert und zusammengefasst.

Mit den vorliegenden Ergebnissen soll eine Aussage über den Einfluss der elektrischen Komponenten auf das Betriebsverhalten der Gasturbine getroffen werden können. Dies soll Aufschluss über die zu erwartenden Effekte bei der Integration einer Gasturbine in verschiedene hybrid-elektrische Antriebskonzepte geben.

2. Grundlagen

Dieser Abschnitt dient zur Vorstellung grundlegender Zusammenhänge, die wesentlich zum Verständnis der darauf folgenden Teile der Arbeit beitragen. Neben dem betrachteten Flugzeug werden dazu die hybrid-elektrischen Antriebskonzepte sowie die darin enthaltenen elektrischen Komponenten erläutert. Anschließend wird auf grundsätzliches zur Auslegung und Leistungsrechnung von Gasturbinen eingegangen.

2.1. Das Flugzeug - ATR72-500

Bei dem in dieser Arbeit untersuchten Regionalflugzeug handelt es sich um die ATR72-500 bzw. -210A, Abb. 2.1. ATR steht für „Avion de Transport Regional“. Dabei handelt es sich um ein Konsortium von Aerospatial aus Frankreich und Aeritalia (heute Alenia) aus Italien. Ziel des Zusammenschlusses ist bis heute die Entwicklung von Regionalflugzeugen mit Turboprop-Triebwerken. Diese Flugzeuge sollten neben guten Leistungen günstige Betriebskosten aufweisen. Das erste daraus entstandene Modell war die ATR42. Die ATR72 wurde später als größere Variante entwickelt. Im Gegensatz zu anderen Flugzeugen sind die ATR-Maschinen nicht mit Hilfsturbinen (APU - Auxiliary Power Unit) ausgestattet. Damit am Boden dennoch ausreichend Druckluft und Energie zur Verfügung stehen, läuft das rechte Triebwerk weiter, ohne dass sich der zugehörige Propeller dreht. Dieser wird mithilfe einer speziellen Bremse angehalten [3].



Abbildung 2.1.: Regionalflugzeug ATR72-500 [4]

Bei den Flugzeugen von ATR handelt es sich mittlerweile um ein weitverbreitetes Produkt, das sich besonders auf der Kurzstrecke bewährt. Die Flugzeuge lassen sich vergleichsweise einfach warten, sind zuverlässig und sehr wirtschaftlich im regionalen Verkehr. Aufgrund der STOL-Eigenschaften die der Turboprop-Antrieb mit sich bringt kann dieser Flugzeugtyp auch an den meisten Flugplätzen betrieben werden, die für Jet-Flugzeuge nicht zugänglich sind.

Daher kommen ATR-Maschinen unter anderem in Ländern wie Indien oder dem Iran zum Einsatz [5]. Die Version ATR72-500 hatte 1997 ihren Erstflug, bietet Platz für 68 Passagiere und ist ausgestattet mit zwei PW127F Turboprop-Triebwerken von Pratt und Whitney Canada [3]. Da es sich bei der ATR72 um ein vielfach verwendetes Flugzeug auf der Regionalstrecke handelt und es nach wie vor weiterentwickelt und produziert wird, eignet es sich besonders gut als Anwendungsbeispiel für die Integration eines hybrid-elektrischen Antriebsstrangs. Weitere Eigenschaften des Flugzeugtyps finden sich in Tab. 2.1 wieder.

Parameter		Abkürzung	Wert
max. Startmasse	[6]	$MTOW$	22800 kg
Leergewicht	[6]	OEW	13600 kg
Flügelfläche	[6]	S	61 m^2
max. Fluggeschwindigkeit	[7]	V_{MO}	250 KIAS
max. Machzahl	[7]	Ma_{MO}	0,55
max. Flughöhe	[6]	H_{MO}	25000 ft

Tabelle 2.1.: Eigenschaften der ATR72-500

Da die ATR72 über eine Druckkabine verfügt, kann sie auch mit Passagieren an Bord über eine Flughöhe von 10000 ft steigen. Solange auch die Geschwindigkeitsbegrenzungen eingehalten werden, ist ein Betrieb des Flugzeugs bis zu der maximalen Flughöhe von 25000 ft möglich. In Anhang A sind die genauen Maße des Flugzeugs dargestellt.

2.2. Hybrid-elektrische Antriebsstränge

Unter hybrid-elektrischen Flugzeugen versteht man solche, die durch die Kombination zweier unterschiedlicher Antriebstechnologien angetrieben werden. Neben einer Verbrennungskraftmaschine kommt dabei ein elektrischer Strang zum Einsatz. Durch die Verknüpfung beider Technologien kann die erforderliche Antriebsleistung erbracht werden.

Ein konventionelles Antriebssystem zeichnet sich durch die Verbrennung von Treibstoff in einer Gasturbine zur Erzeugung der Energie für den benötigten Antrieb der Welle aus. Diese Leistung entsteht dabei aus einem thermodynamischen Prozess, bei dem die chemische Energie des Treibstoffs in mechanische Energie umgewandelt wird. Im elektrischen Antriebsstrang wird mechanische Wellenleistung aus einem Prozess der Zuführung, Verteilung und Umwandlung von elektrischer Energie zur Verfügung gestellt [8].

Die beiden verschiedenen Prozesse werden in hybrid-elektrischen Antriebssystemen kombiniert. Diese Kombination kann in unterschiedlichen Konfigurationen der Antriebsstränge erfolgen. Zur Beschreibung der hybrid-elektrischen Architekturen wird die Größe „Hybridisierungsgrad“ eingeführt. Dieser kann wiederum durch zwei Parameter beschrieben werden [9]:

$$H_P = \frac{P_{el,max}}{P_{tot}} \text{ und } H_E = \frac{E_{el}}{E_{tot}}$$

Der Parameter H_P beschreibt dabei das Verhältnis aus maximal leistbarer elektrischer Leistung und der installierten Gesamtleistung des Antriebsstrangs. Letztere setzt sich je nach Konstruktion aus der Leistung der elektrischen Motoren und der Leistung der Gasturbine zusammen. Die Größe H_E stellt das Verhältnis zwischen der gespeicherten elektrischen Energie sowie der gespeicherten Gesamtenergie dar. Diese setzt sich aus einem elektrischen Anteil und der in Kerosin gespeicherten chemischen Energie zusammen. Dass beide vorgestellten Parameter nötig sind, um den Hybridisierungsgrad eines Antriebssystems zu beschreiben, zeigen die folgenden Beispiele [9]:

- ein auf Kerosin basierender konventioneller Antriebsstrang mit einer Gasturbine wird beschrieben durch $H_P = 0$ und $H_E = 0$
- eine hybride Architektur, bei der ausschließlich elektrische Leistung abgegeben wird, aber Energie nur in Form von Kerosin gespeichert wird kann durch $H_P = 1$ und $H_E = 0$ beschrieben werden
- ein vollelektrischer Antriebsstrang wird durch $H_P = 1$ und $H_E = 1$ beschrieben

Ein vollelektrisches Konzept wird im Rahmen dieser Arbeit aufgrund der dadurch entstehenden operationellen Einschränkungen nicht betrachtet. Bei hybrider Antriebstechnologie werden hauptsächlich drei Architekturen unterschieden, die in den folgenden Unterabschnitten vorgestellt werden.

2.2.1. Turbo-elektrisches Antriebskonzept

Bei dem turbo-elektrischen Konzept handelt es sich um ein in Serie angeordnetes hybrides Antriebskonzept. Wie bei einer solchen seriellen Anordnung charakteristisch, findet die Verknüpfung der zwei verschiedenen Antriebssysteme elektrisch statt. In einer turbo-elektrischen Architektur treibt die Verbrennungskraftmaschine einen Generator an, wodurch elektrische Energie erzeugt wird. Bei dieser Verbrennungskraftmaschine handelt es sich im Fall von Flugzeugen typischerweise um eine Gasturbine [8].

Wie in Abb. 2.2 zu erkennen ist, wird der erzeugte Wechselstrom mit Hilfe von Leistungselektronik in Gleichstrom umgewandelt und durch elektrischen Leitungen weitergeleitet. Nach Rückwandlung in Wechselstrom wird der Motor versorgt und kann so die erforderliche Antriebsleistung erfüllen.

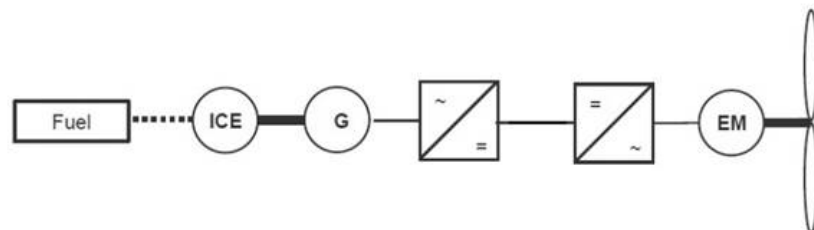


Abbildung 2.2.: Turbo-elektrische Architektur nach [10]

Einer der größten Vorteile dieses Antriebskonzeptes liegt in der mechanischen Entkopplung von Gasturbine und Propeller. Die Drehzahl der Gasturbine ist dadurch unabhängig von der Propellerdrehzahl. Dabei nimmt das elektrische System die Funktion eines Getriebes mit frei wählbarem Untersetzungsverhältnis ein. Mit der Integration der Leistungselektronik in den Antriebsstrang wird das Untersetzungsverhältnis variabel, wodurch sich die zwei unterschiedlichen Wellendrehzahlen unabhängig voneinander verändern können. Die Wellendrehzahl der Gasturbine kann daher optimiert werden, ohne auf die Einschränkungen der Propellerdrehzahl aufgrund der limitierten Propellerblattspitzengeschwindigkeiten Rücksicht zu nehmen [11]. So kommt es bei zu hohen Blattspitzengeschwindigkeiten zu starken Einbrüchen des Propellerwirkungsgrades und steigender Lärmemission, weshalb Propeller bei verhältnismäßig niedrigen Drehzahlen unter ca. 50 Umdrehungen pro Sekunde betrieben werden [12]. Im Gegensatz dazu erreichen Turbinen eher bei höheren Drehzahlen eine optimale Performance [13]. Ein weiterer Effekt der mechanischen Entkopplung von Gasturbine und Propeller ist die Flexibilität der Flugzeugauslegung. So können die Bestandteile des Antriebsstrangs an der jeweils geeignetsten Position im Flugzeug untergebracht werden, wodurch die Performance und der Betrieb des Luftfahrzeuges verbessert werden.

Die mechanische Trennung der Gasturbine und des elektrischen Motors führt allerdings auch dazu, dass dieser für die im Missionsverlauf maximal erforderliche Leistung ausgelegt werden muss [14]. Außerdem könnte das Systemgewicht aufgrund der in diesem Konzept eingebrachten elektrischen Komponenten in den Antriebsstrang größer werden als es bei einer konventionellen Auslegung der Fall wäre [8].

Beim turbo-elektrischen Konzept wird Leistung ausschließlich in elektrischer Form über den Motor auf den Propeller übertragen. Der Schubanteil durch die expandierende Luft aus der Düse des Kerntriebwerks wird dabei vernachlässigt. Die Energie, die zur Erzeugung der Antriebsleistung erforderlich ist, wird allerdings nicht in elektrischer Form sondern in Form von Kerosin gespeichert. Dieses hybride Antriebskonzept kann also beschrieben werden durch $H_P = 1$ und $H_E = 0$.

2.2.2. Seriell hybrides Antriebskonzept

Wie der Name schon sagt, zeichnen sich die seriell hybriden Konzepte durch eine serielle Anordnung der Komponenten des Antriebssystems aus. Die Verknüpfung von konventionellem und elektrischem Strang ist daher elektrischer Natur [8]. Wie in Abb. 2.3 zu erkennen, ähnelt der Aufbau des Konzeptes dem des turbo-elektrischen Systems. Hinzu kommt nun noch eine Batterie als elektrische Energiespeichereinheit.

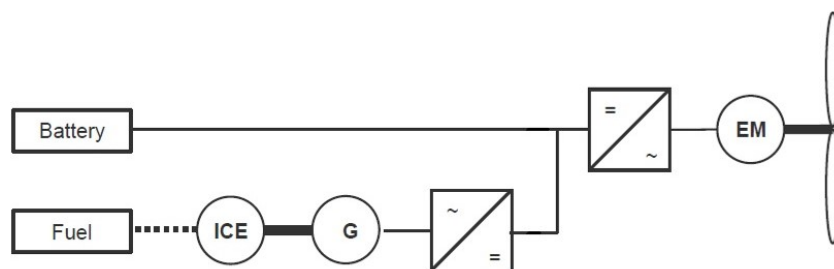


Abbildung 2.3.: Seriell hybride Architektur [10]

Die Speicherung und Verwendung zweier Energieformen zum Antrieb des Flugzeugs stellt den wesentlichen Unterschied zum turbo-elektrischen Konzept dar. So kann der elektrische Motor nur mit Hilfe einer der beiden Energieformen oder durch deren Kombination angetrieben werden. Die Gasturbine verhält sich in diesem Konzept ähnlich einer APU, indem sie einen Generator antreibt, welcher entweder die Batterie oder den Motor mit Energie versorgt.

Genau wie im turbo-elektrischen System ist auch in diesem Konzept lediglich der elektrische Motor mit dem mechanischen Antriebsstrang verbunden. So kann die Gasturbine ebenfalls in einem optimalen Momenten- und Drehzahlbereich betrieben werden [14]. Ein seriell hybrides System macht sich in dieser Form die Vorteile von turbo-elektrischem und voll-elektrischem Konzept zu Nutze. Dies bewirkt auf der anderen Seite allerdings eine erhöhte Komplexität des Antriebssystems [8]. So führen die hohen erforderlichen Energieumwandlungen zwischen dem mechanischen und dem elektrischen Strang zur Verringerung der Gesamtsystemeffizienz. Des Weiteren muss auch hier der elektrische Motor für die maximal auftretende Leistung ausgelegt werden [14].

Ähnlich wie beim turbo-elektrischen Antriebskonzept wird auch bei den seriell hybriden Systemen ausschließlich eine elektrische Leistung zum Antrieb des Propellers abgegeben. Daher nimmt das Leistungsverhältnis auch in diesem Fall einen Wert von $H_P = 1$ an. Die elektrische Energie, die zum Antrieb gespeichert wird, kann je nach Grad der Hybridisierung unterschiedliche Werte annehmen. Es gilt $0 < H_E < 1$.

2.2.3. Parallel hybrides Antriebskonzept

Eine parallel hybride Konfiguration zeichnet sich durch die mechanische Verknüpfung von konventionellem und elektrischem Strang aus. Wie in Abb. 2.4 dargestellt, sind sowohl die Gasturbine als auch der elektrische Strang daher auf mechanische Weise mit der Antriebswelle verbunden. So kann die Vortriebsleistung durch beide Stränge parallel erbracht werden. Um dies zu erreichen, wird in den meisten Fällen der elektrische Motor an die Niederdruckwelle der Gasturbine angeschlossen [8]. Auf diese Weise kann einerseits die Gasturbine entlastet werden, indem der elektrische Motor ebenfalls ein Moment auf die Welle bringt.

Andererseits kann der Motor durch ein zusätzlich aufgebrachtes Moment der Gasturbine als Generator fungieren und so die Batterie aufladen, die ebenfalls eine Komponente des Antriebssystems darstellt. Aus diesem Grund können sowohl Gasturbine als auch Motor kleiner ausgelegt werden als in seriell angeordneten hybriden Konzepten.

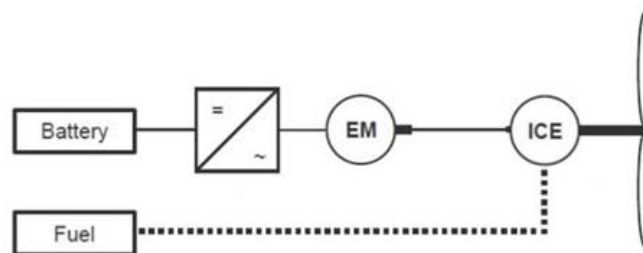


Abbildung 2.4.: Parallel hybride Architektur nach [10]

Darüber hinaus ist ein zusätzlicher Generator im System nicht erforderlich, da der elektrische Motor diese Funktion übernehmen kann. Außerdem kommt es im parallel hybriden System aufgrund der reduzierten Prozesse der Energieumwandlung zu geringeren Umwandlungsverlusten im Vergleich zu seriellen Konfigurationen.

Aufgrund der kleineren Auslegung von Gasturbine und Motor und der nicht erforderlichen elektrischen Komponenten wie Generator und Leistungselektronik fällt der parallel hybride Antriebsstrang in der Regel leichter aus als ein seriell angeordneter. Im Gegensatz zu den seriell hybriden Antriebssträngen kann die Gasturbine im parallel hybriden System aufgrund der mechanischen Kopplung nicht immer im optimalen Drehzahlbereich betrieben werden [14]. Des Weiteren haben Nachforschungen ergeben, dass sich das parallele Antreiben der Gasturbinenwelle durch den elektrischen Motor negativ auf den Pumpgrenzabstand im System auswirken kann [8].

Zum Antrieb werden bei diesem Konzept Leistungen seitens des elektrischen und des konventionellen Systems genutzt. Das Leistungsverhältnis nimmt dabei abhängig vom Hybridisierungsgrad einen Wert zwischen 0 und 1 an ($0 < H_P < 1$). Gleiches gilt für H_E , da die Energie in elektrischer und chemischer Form gespeichert wird.

2.3. Elektrische Komponenten des hybrid-elektrischen Antriebsstranges

In dem folgenden Abschnitt werden die in den Antriebsstrang eingebrachten elektrischen Komponenten dargestellt. Dazu werden jeweils grundsätzliche Funktion und Aufbau der Komponenten beschrieben. Des Weiteren werden Parameter genutzt, um die jeweiligen Bestandteile zu charakterisieren. Zu diesen Parametern gehören die Leistungs- und Energiedichte sowie der Wirkungsgrad der betrachteten Komponente. Letzter wird verwendet, um die Leistungsanforderungen an die Gasturbine zu ermitteln. Diese muss im turboelektrischen und parallel hybriden Antriebskonzept die Verluste der elektrischen Komponenten kompensieren. Mit Hilfe der Leistungsdichte können zusätzlich die Komponentengewichte im Antriebssystem ermittelt werden. Diese werden bei der Flugmissionsrechnung am Ende der Arbeit verwendet.

2.3.1. Elektrischer Motor

Der Motor ist im hybrid-elektrischen Antriebsstrang für die Übertragung der erforderlichen mechanischen Leistung auf den Propeller zuständig. Dabei ist er über eine Welle direkt mit dem Propeller verbunden. Wie viel Leistung der Motor dabei zur Verfügung stellen kann, hängt von verschiedenen Faktoren ab. So ist die Output-Leistung zum einen von der Höhe der eingespeisten elektrischen Leistung in den Motor abhängig. Diese Leistung kann dabei von Generatoren erzeugt oder aus Batterien gespeist werden. Weitere Faktoren sind aus der allgemeinen Gleichung zur Output-Leistung einer elektrischen Maschine gegeben [15]:

$$P_{el} = C_{el} \cdot B_L \cdot AC \cdot D^2 \cdot L \cdot N \quad (2.1)$$

Bei C_{el} handelt es sich um eine Konstante der elektrischen Maschine, die abhängig ist von Faktoren wie der Polzahl des Rotors und der Anordnung der Statorwicklungen. Unter B_L versteht man die magnetische Last der Maschine, die die magnetische Flussdichte über dem Luftspalt beschreibt, der sich zwischen Rotor und Stator befindet. AC wird als spezifische elektrische Belastung bezeichnet und stellt die Stromstärke pro Umfangsmeter des Rotors am Luftspalt dar. Der Durchmesser des Rotors ist durch D gegeben. Bei L handelt es sich um die Länge der magnetisch aktiven Maschine und N stellt deren Drehzahl dar. Diese Gleichung zeigt, dass es sich bei der Drehzahl um einen der wichtigsten Faktoren handelt in Bezug auf Senkung von Gewicht und Volumen der elektrischen Maschine. So können bei der Erhöhung der Drehzahl beispielsweise der Durchmesser des Rotors und die Länge der magnetisch aktiven Maschine verringert werden. Dadurch sinken das Volumen und somit auch das Gewicht des Motors.

Dahingegen sind Erhöhungen der Faktoren B_L und AC mit der Verwendung teurer Materialien sowie einem aufwändigeren Kühlsystem verbunden. Zusätzlich kann dies auch negative Auswirkungen auf die Effizienz des Gesamtsystems haben. Drehzahlerhöhungen zur Verbesserung der Leistungsfähigkeit des Motors sind allerdings begrenzt durch die mechanische Integration in das hybrid-elektrische Antriebssystem. So muss die Dynamik des Propellers berücksichtigt werden, da beide Komponenten über eine mechanische Welle direkt miteinander verbunden sind [15]. Hohe Propellerblattspitzengeschwindigkeiten führen zur Ablösung der Grenzschicht über dem Propellerblatt. Aufgrund von Kompressibilitätsproblemen kommt es dann zu einer hohen Lärmemission und einer Verringerung der Propellereffizienz [16]. Dieser Effekt begrenzt damit auch die mögliche Drehzahl des elektrischen Motors.

Um einen geeigneten Motor für die Anwendung im hybrid-elektrischen Antriebssystem auswählen zu können, werden die in Frage kommenden Konfigurationen zunächst kategorisiert. Abb. 2.5 zeigt dabei die in der Luftfahrt am häufigsten eingesetzten Arten von Elektromotoren.

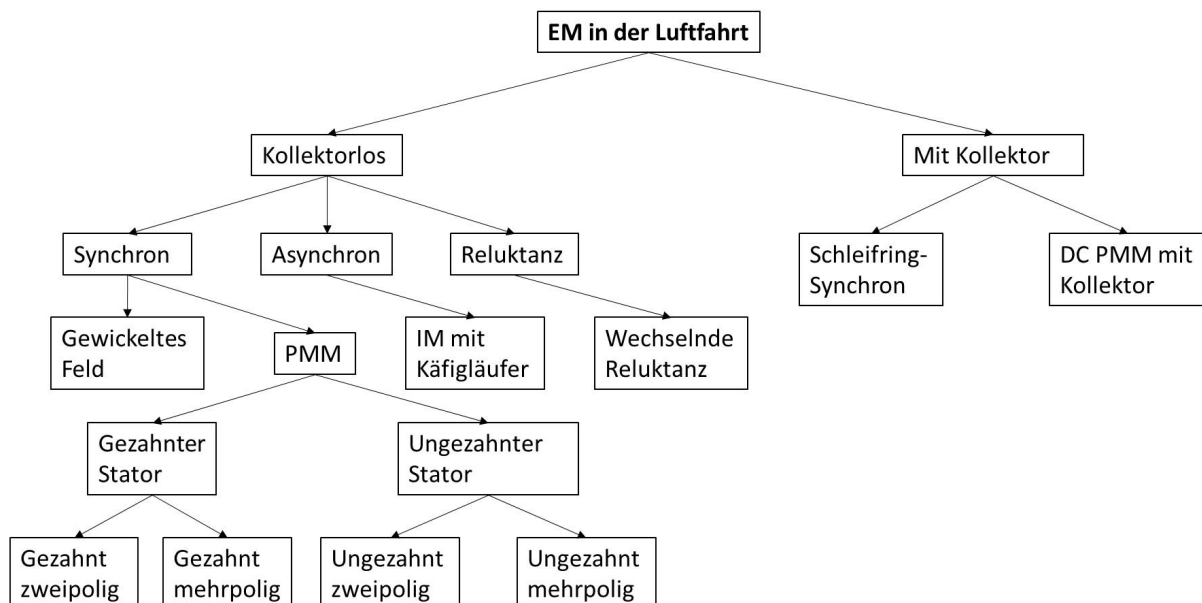


Abbildung 2.5.: Elektromotoren in der Luftfahrt nach [15]

Unterteilt wird auf der ersten Ebene in elektrische Maschinen mit und ohne Kollektor (bzw. Kommutator). Darunter versteht man eine Komponente zur Umpolung in elektrischen Maschinen. Zu erkennen ist, dass die Konfiguration mit Kollektor sich nicht über die dritte Ebene hinaus verzweigt. Dies liegt daran, dass der mechanische Kontakt zum Leistungstransfer vom Rotor negative Effekte wie z.B. eine Verringerung der Lebensdauer der Maschine mit sich bringt.

Die kollektorlosen Konfigurationen unterteilen sich in synchrone und asynchrone Maschinen sowie Reluktanzmaschinen. Die synchronen Maschinen verzweigen sich dabei am weitesten, wobei die permanent erregten Synchronmaschinen die vielversprechendste Konfiguration für EPGS (Electrical Power-Generation Systems) hoher Leistungsklasse darstellen. Die weiteren Unterteilungen dieser Bauweise unterscheiden zwischen gezahnten und ungezahnten Statoren mit verschiedener Polzahl. Um eine Aussage über die beste Konfiguration in diesem Bereich treffen zu können, wurden die verschiedenen Bauweisen in [15] nach mehreren Faktoren bewertet. Zu diesen Faktoren gehören z.B. die Verluste der einzelnen Maschinenkomponenten sowie Temperaturbetrachtungen und Leistungsdichten. Nach den untersuchten Faktoren schließt der permanent erregte, ungezahnnte Multipol-Synchronmotor am besten ab [15]. Um einen permanent erregten Synchronmotor handelt es sich auch bei dem von Siemens entwickelten Luftfahrtmotor SP260D [17]. Dieser Motor ist skalierbar und soll nach Angabe von Siemens die Basis für die Entwicklung hybrid-elektrischer Antriebssysteme von Regionalflugzeugen sein [18]. Dieser wird daher als Vorbild für das Modell des Motors im Rahmen des in dieser Arbeit erstellten Antriebsstranges verwendet und auf die erforderliche Leistung hochskaliert. Verwendet werden dabei die Energiedichte von 5,2 kW/kg und die Effizienz von 95% des Motors [18].

2.3.2. Generator

Physikalisch handelt es sich bei dem Generator um die gleiche Maschine wie beim elektrischen Motor. Der Unterschied besteht in der Funktionalität. So wird der Generator im hybriden Antriebssystem hauptsächlich zur Umwandlung der mechanischen Wellenleistung in elektrische Leistung genutzt. Diese Leistung wird anschließend dazu verwendet den Motor zu versorgen, um die erforderliche Antriebsleistung zur Verfügung zu stellen. Sollte beispielsweise im Reise- oder Sinkflug ein höheres Moment von der Gasturbine bereitgestellt werden als normalerweise erforderlich, kann der Generator weiterhin dazu genutzt werden, die evtl. im System integrierte Batterie aufzuladen [19].

2.3.3. Batterie

Damit Energie in elektrischer Form gespeichert werden kann, werden Batterien in bestimmte hybrid-elektrische Antriebsstränge integriert. Aktuell wird der Markt elektronischer Geräte, aber auch elektrischer Fahrzeuge, durch die sogenannten Lithium(Li)-Ionen-Batterien dominiert. Batterien dieser Art können skaliert werden, um die Leistungs- und Energieanforderungen in der Luftfahrt zu erfüllen. So besitzen Li-Ionen-Batterien eine Leistungsfähigkeit von über 10 MW und können Energien von über 10 MWh speichern [20]. Mit welchen Faktoren sie auf diese Größenordnung skaliert werden, hängt erneut von der Leistungs- und Energiedichte dieser Komponenten ab.

Die Energiedichte der Batterien stellt nach wie vor eine der größten Herausforderungen für den Einsatz von Batterien in hybriden Antriebssystemen dar. So werden mit heutigen Li-Ionen-Batterien Energiedichten von ca. 150-250 Wh/kg erreicht [20]. Diese Werte lassen sich evtl. mit Fortschritten beim Kathoden- und Anodenmaterial sowie bei den Elektrolyten verdoppeln [20]. Noch höhere Energiedichten lassen sich langfristig mit anderen Batteriekonzepten erreichen. Zu diesen gehören z.B. Lithium-Schwefel- und Lithium-Luft-Batterien [20]. Die mögliche Entwicklung der Energiedichte der Li-Ionen-Konzepte ist dabei in Abb. 2.6 dargestellt.

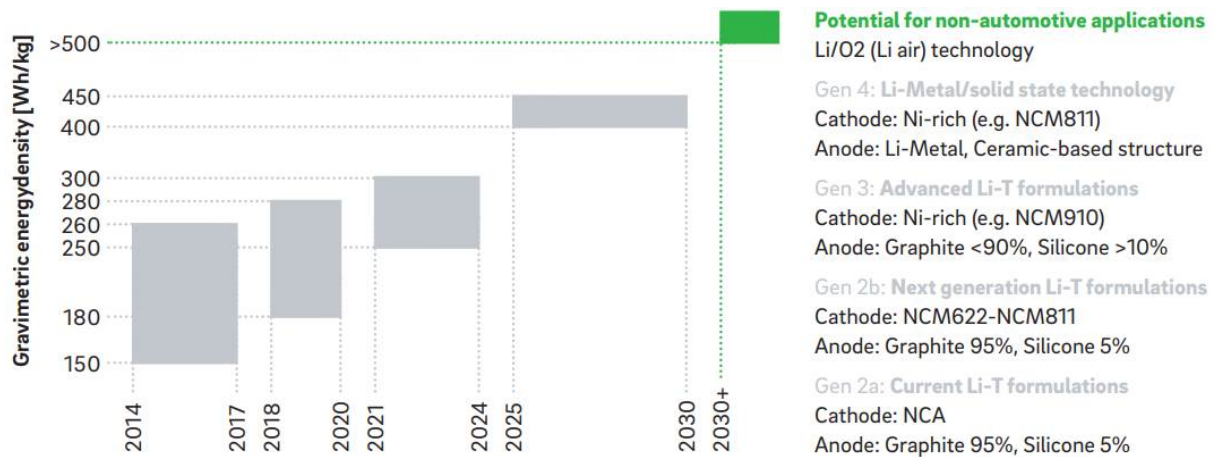


Abbildung 2.6.: Mögliche Entwicklung der Energiedichte von Li-Batterien [21]

Zu erkennen ist, dass Energiedichten von 500 Wh/kg oder mehr aus heutiger Sicht nicht vor dem Jahr 2030 durch Lithium-Luft-Batterien zu realisieren sind. Um die in der Erforschung befindlichen Konzepte in der Praxis auch anwenden zu können, ist es allerdings erforderlich, auch Parameter wie die maximale Zyklenanzahl, die Kosten und die Sicherheit im Betrieb der Konzepte zu beachten. Die Vielzahl an Faktoren macht dieses Optimierungsvorhaben zu einer komplexen Herausforderung [20].

Im Rahmen dieser Arbeit wird der heutige Stand der Technik betrachtet, weshalb als Batterien für die entsprechenden hybriden Antriebssysteme Lithium-Ionen-Technologie mit einer Energiedichte von 230 Wh/kg angenommen wird. Damit wird der Mittelwert der möglichen Energiedichten für den Zeitraum von 2018-2020 aus Abb. 2.6 gewählt. Für die in dieser Arbeit betrachteten Batterien wird der Anwendungsschwerpunkt auf eine hohe Energiedichte gelegt. Konstruktiv zeigt sich dies auf Zellniveau in wenig porösen und dicken Elektroden. So zeichnen sich Batterien dieser Art durch eine längere Lebensdauer aber auch durch eine geringe Leistungsdichte aus. Diese beträgt nach [22] ca. 0,7 kW/kg und wird als zweiter Wert zur Beschreibung der Batterie angenommen.

Als Auf- und Entladeeffizienz der Batterie wird ein Wert von 96% angenommen. Damit findet eine konservative Orientierung an der in [23] angegebenen entsprechenden Effizienz von 98% statt.

2.3.4. Leistungselektronik

Um die Gasturbine auf elektrische Weise vom Propeller zu entkoppeln, ist Leistungselektronik notwendig. Bei der im Rahmen dieser Arbeit in das hybrid-elektrische Antriebssystem eingebrachten Leistungselektronik handelt es sich um Gleich- und Wechselrichter. Diese Komponenten sind erforderlich, da im elektrischen System Gleich- und Wechselströme auftreten.

Komponenten der Leistungselektronik machen sich als zentrale Bestandteile Halbleitertechnologie zu nutze. Zu dieser zählen vor allem Dioden, Thyristoren, Zweiwegthyristoren, GTO-Thyristoren (Gate Turn-Off), Feldeffekttransistoren in MOS-Technik (MOSFET), Bipolartransistoren mit isolierter Gate-Elektrode (IGBT) und IGC-Thyristoren (Integrated Gate-Commutated). Im Bereich mittlerer und hoher Leistungen haben sich die IGBTs durchgesetzt, wobei die MOSFETs sich eher für den Niederleistungsbereich mit hohen Frequenzen eignen [24].

Bei hohen Leistungen im Megawatt-Bereich stellen die IGBTs zunehmend eine Konkurrenz zu den in diesem Bereich dominierenden GTOs dar. Dies liegt unter anderem an der leichten Steuerbarkeit der IGBTs. Weiterhin kombinieren Elemente dieser Art die besten Eigenschaften der existierenden MOS-Arten und der bipolaren Komponenten mit dem Ziel, optimale Eigenschaften zu erreichen. Dazu gehört, einen annähernd idealen Schalter für die zu übertragenden Leistungen darzustellen. Darüber hinaus besitzen IGBTs keine integrierte Diode wie MOSFETs. Das bietet die Möglichkeit, je nach Anwendung des Bauteils eine passende externe Speicherschaltodiode zu verwenden. Der größte Nachteil durch die Zusammenführung der Eigenschaften von MOS-Bauteilen und bipolaren Elementen ist ein langsames Schalten der IGBTs im Vergleich zu MOSFETs [25]. Nichts desto trotz eignen sich IGBT-Elemente auch für die in dieser Arbeit betrachteten Antriebssysteme zum Einsatz in der integrierten Leistungselektronik.

Die Effizienz der IGBT-Elemente liegt nach [26] zwischen 96 und 98%. In dem Konzept aus [27] werden für die Leistungselektroniken Gleich- und Wechselrichter im hybriden Antriebssystem Effizienzen von 97% angenommen. Diese Effizienz wird auch für die in dieser Arbeit ins System eingebrachten Elemente der Leistungselektronik angenommen. Die Leistungsdichte dieser Komponenten lässt sich schwieriger ermitteln. Mit einer Orientierung an [27] wird eine Leistungsdichte von 15 kW/kg für entsprechende Bauteile angenommen.

2.3.5. Elektrische Leiter

Eine elektrische Leitung kann sich aus einem einzelnen oder mehreren Stromleitern zusammensetzen, die von einem isolierenden Material umgeben sind. Bei den am häufigsten verwendeten Stromleitern handelt es sich um Kupfer und Aluminium. Beide Materialien weisen Eigenschaften auf, die Vor- und Nachteile mit sich bringen. Im Vergleich beider Stromleiter hat Kupfer eine größere Leitfähigkeit. Darüber hinaus ist Kupfer besser formbar, bietet zugleich eine höhere Zugfestigkeit und ist leicht zu verlöten. Allerdings ist Kupfer auch teurer und schwerer als Aluminium. Da Aluminium nur über ca. 60 % der Leitfähigkeit von Kupfer verfügt, ist der Durchmesser eines Aluminiumleiters bei gegebenem elektrischen Durchsatz vergleichsweise groß. Der relativ große Durchmesser reduziert jedoch Koronaentladungen [28].

Unter diesem Begriff versteht man Gasentladungen bei lokal hohen elektrischen Feldstärken, die zu Verlusten an elektrischer Energie führen. Die Verluste steigen mit abnehmendem Leiterdurchmesser [29]. Einige Eigenschaften der beiden betrachteten Leitermaterialien sind in Tab. 2.2 zusammengefasst. Die besseren Leitfähigkeiten von Kupfer sind in

Parameter		Einheit	Kupfer	Aluminium
Spezifische Leitfähigkeit	[30]	$m/(\Omega \cdot mm^2)$	56	35
Spezifischer Widerstand	[30]	$(\Omega \cdot mm^2)/m$	0.0178	0.0287
Dichte	[31][32]	g/cm^3	8.93	2.7
Zugfestigkeit	[31][32]	MPa	200	50

Tabelle 2.2.: Kupfer und Aluminium im Vergleich

Tab. 2.2 anhand der höheren spezifischen Leitfähigkeit sowie deren Kehrwert dem spezifischen Widerstand zu erkennen.

Anhand der Dichte zeigt sich allerdings der größte Vorteil von Aluminium gegenüber Kupfer. So fallen Kabel mit Aluminium als Leitermaterial deutlich leichter aus. Dies ist auch der entscheidende Grund, warum im Rahmen der in dieser Arbeit betrachteten hybriden Antriebskonzepte auf Aluminium als Leiterwerkstoff zurückgegriffen wird.

Neben dem Material muss weiterhin eine bestimmte Art der Verteilung des Stromes festgelegt werden. Dabei bestehen die Möglichkeiten der Verteilung von Gleichstrom (DC - Direct Current) oder Wechselstrom (AC - Alternating Current) im System. Vor allem bei den seriell angeordneten hybriden Konzepten stellt die Verteilung aufgrund des großen Anteils des elektrischen Strangs am Gesamtsystem einen maßgeblichen Faktor dar. So handelt es sich bei dem Output des Generators um Wechselstrom, wobei es sich dabei auch um die vom Motor benötigte Stromart handelt. Es stellt sich die Frage, in welcher Form die Verteilung des Stromes zwischen Generator und Motor verläuft.

In vielen Fällen wird aufgrund der geringen elektrischen Leitungsverluste eine Gleichstromverteilung gewählt [33]. Dabei zu berücksichtigen sind aber die Verluste in den notwendigen Komponenten der Leistungselektronik wie Gleichrichter und Wechselrichter. Allerdings können auch die Wechselstromverluste signifikante Werte annehmen, wenn der Output des Generators nicht in DC umgewandelt wird. Diese Verluste können durch Reduktion der Frequenz des Wechselstroms verringert werden. Das könnte z.B. durch ein Getriebe realisiert werden, mit dessen Hilfe die Wellendrehzahl der Gasturbine gesenkt werden könnte. Diese Modifikation würde allerdings auch zusätzliches Gewicht sowie einen höheren Wartungsaufwand mit sich bringen. Es könnte ganz auf ein Getriebe oder Leistungselektronik verzichtet werden, wenn Generator und Motor synchron mit der gleichen Drehzahl betrieben werden. Dabei geht jedoch die Möglichkeit der Motordrehzahlsteuerung verloren. Darüber hinaus ist eine Optimierung der Systemeffizienz nur noch begrenzt möglich [33].

Im parallel hybriden Antriebskonzept ist ein Wechselrichter im Strang erforderlich, um den Gleichstrom der Batterie in Wechselstrom für den elektrischen Motor umzuwandeln. Da die Leitungsverluste bei der DC-Verteilung geringer sind und die Leistungselektronik optimalere Drehzahlbereiche der Antriebskomponenten ermöglicht, wird für die hybrid-elektrischen Architekturen im Rahmen dieser Arbeit eine Gleichstromverteilung gewählt.

Bei der Auslegung der elektrischen Leitungen gilt weiterhin zu entscheiden, ob die Leiter aus einem soliden (solid core wires) oder mehreren miteinander verwundenen Drahtadern (stranded wires) bestehen. Die mehradrigen Leitungen verfügen über eine höhere Flexibilität als Leitungen, die nur aus einem Draht bestehen. Allerdings weist eine mehradrige Leitung auch einen höheren elektrischen Widerstand auf als eine einadrige Leitung gleichen Durchmessers. Zu begründen ist dies mit der größeren Querschnittsfläche einadriger Leiter im Vergleich zu Stromleitern eines mehradrigen Leiters durch deren unvermeidliche Aderspalten. Darüber hinaus sind mehradrige Leiter teurer im Fertigungsprozess [34].

Um eine möglichst große Freiheit in der Auslegung des hybrid-elektrischen Antriebsstrangs zu ermöglichen, werden im Rahmen dieser Arbeit aufgrund der höheren Flexibilität mehradrige Leitungen angenommen. Eine solche Leitung für den Mittelspannungsbereich ist in Abb. 2.7 dargestellt. Zu erkennen ist, dass der Kabelkern sich in diesem Fall aus 19 Aluminiumsträngen zusammensetzt. Weiterhin abgebildet ist eine Isolierschicht, auf die später in diesem Abschnitt eingegangen wird.



Abbildung 2.7.: Aluminiumkabel für den Mittelspannungsbereich [35]

Bevor die Masse der elektrischen Leitung bestimmt werden kann, muss die Spannung des Systems festgelegt werden. Hohe Spannungen führen dabei zu einer Reduktion der Kabelmasse. Für die Integration von elektrischen Systemen in Verkehrsflugzeuge wird daher oft eine Spannung zwischen 1000 und 3000 V angenommen [36]. Im Rahmen dieser Arbeit wird mit 1000 V eine Systemspannung im unteren Bereich des angegebenen Spektrums gewählt, um einen konservativeren Weg bei der Gewichtsabschätzung einzuschlagen.

Um ein realistisches Kabelgewicht zu erhalten, wird auf Basis der bisherigen Annahmen eine heutzutage in elektrischen Leitungen verwendete Aluminiumlegierung angenommen. Diese wird als AA-8000 bezeichnet. Diese Legierungsreihe stellt den Werkstoff dar, der als Leiter in modernen Aluminiumleitungen verwendet wird [37]. Neben dem Hauptbestandteil Aluminium können Legierungen dieser Reihe unter anderem nennenswerte Mengen an Zinn, Lithium oder Eisen enthalten [38]. Die Kombination der Bestandteile dieser Legierungsreihe führen zu guten Festigkeitseigenschaften sowie einem hohen Widerstand gegen Korrosion. Durch Wärmebehandlung des Gemisches wird das Material flexibel und kann dadurch besser verformt werden ohne dass es zu Rissen oder Brüchen kommt [39].

Um auf das Gewicht des elektrischen Leiters schließen zu können, muss zunächst der Leitungsquerschnitt bestimmt werden. Dafür wird im ersten Schritt die elektrische Stromstärke ermittelt.

Diese ist durch die zu übertragende Leistung sowie durch die definierte Systemspannung gegeben [40]:

$$I = \frac{P_{el}}{U_{el}} \quad (2.2)$$

Die Stromstärke wird anschließend im Ohm'schen Gesetz verwendet, um die Verlustspannung über der Leitung zu berechnen:

$$U_{el,V} = R_l \cdot I \quad (2.3)$$

Der Leitungswiderstand wird über folgenden Zusammenhang bestimmt [41]:

$$R_l = \frac{\rho_{Al} \cdot L}{A_l} \quad (2.4)$$

Bei ρ_{Al} handelt es sich dabei um den spezifischen Widerstand des Aluminiumleiters. Dieser wird für den Werkstoff AA-8030 als $0,02973 \text{ Ohm} \cdot \text{mm}^2/\text{m}$ angenommen [42]. Weiterhin vertreten sind die Kabellänge L sowie der Leitungsquerschnitt A_l . Die erforderliche Kabellänge wird aufgrund der Gesamtlänge des Flugzeuges von ca. 27 m auf 15 m geschätzt. So können die elektrischen Kabel auf über der Hälfte der Flugzeuglänge verlegt werden. Setzt man nun Formel 2.4 in 2.3 ein, so erhält man die vollständige Funktionsgleichung für die Verlustspannung in Abhängigkeit von der unbekannten Querschnittsfläche des Leiters:

$$U_{el,V} = \frac{I \cdot \rho_{Al} \cdot L}{A_l} \quad (2.5)$$

Mit einer nach [43] angenommenen zu übertragenden Leistung von 2000 kW und der Systemspannung 1000 V lässt sich exemplarisch der in Abb. 2.8 dargestellte Graph der Verlustleistung über der Leitung in Abhängigkeit vom Leitungsquerschnitt erstellen.

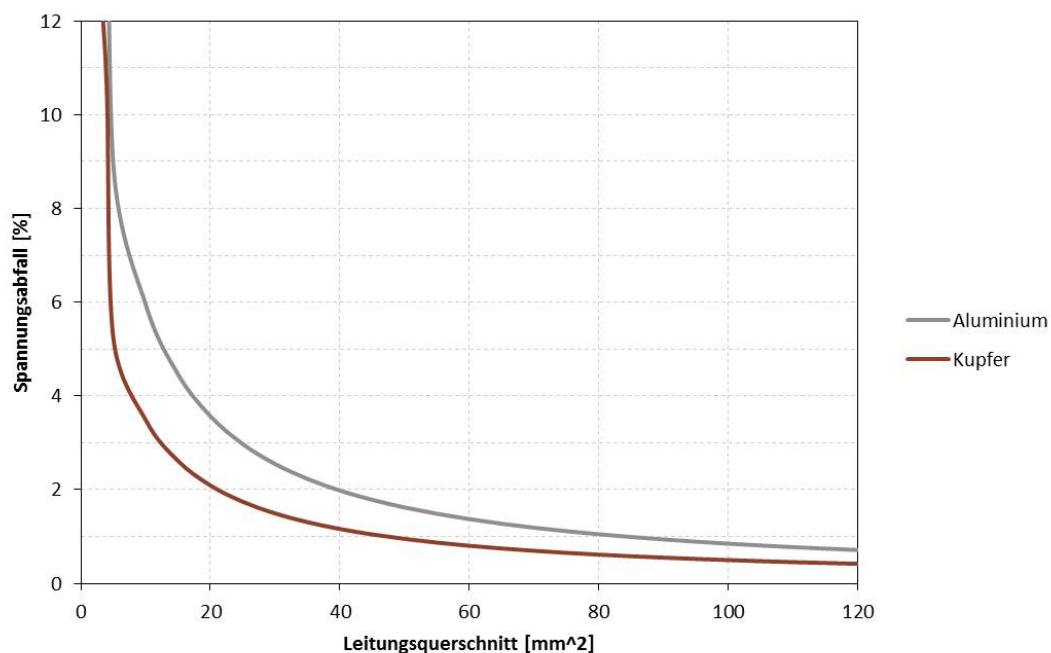


Abbildung 2.8.: Spannungsabfall über dem Leitungsquerschnitt

Ebenfalls ins Diagramm aufgenommen ist eine vergleichbare Kupferleitung mit einem spezifischen Widerstand von $0,017421 \text{ Ohm} \cdot \text{mm}^2/\text{m}$ [44]. Beide Kurven zeigen einen ähnlichen Verlauf. So sinkt der Spannungsverlust über der Leitung mit steigendem Leitungsquerschnitt. Wird der Leitungsquerschnitt jedoch sehr klein, steigen die Spannungsverluste unendlich stark an. Weiterhin zu erkennen ist, dass die Aluminiumleitung aufgrund des höheren spezifischen Widerstands einen größeren Querschnitt für einen bestimmten Spannungsverlust aufweist als die Kupferleitung. Da das Gewicht im vorliegenden Anwendungsfall jedoch als kritischer angesehen wird als das Volumen der Leitung, bleibt die Wahl für das hybrid-elektrische System bei der Aluminiumleitung. Die zulässigen Verluste der elektrischen Leitung sollten nach [45] nicht mehr als 1% betragen. Mit diesem Grenzwert kann im Diagramm der zugehörige Leitungsquerschnitt abgelesen werden. Dies erfolgt abhängig von der an der Leitung anliegenden elektrischen Leistung.

Mit Festlegung des Kabelkerns kann im folgenden Schritt die Isolierung des Kabels bestimmt werden. Als Isoliermaterial wird der Kunststoff XLPE angenommen. Die Abkürzung steht für „cross-linked polyethylene“. Dieses Material wird mit Hilfe von hohem Druck aus Polyethylen unter Hinzufügung von organischen Peroxiden hergestellt. Als Isolator für Mittel- und Hochspannungskabel zeichnet sich XLPE vor allem durch seinen geringen dielektrischen Verlust aus. Dieser ist niedriger als der von Kabeln, die mit PVC isoliert sind [46].

Um das Gewicht der Leitung möglichst genau bestimmen zu können, wird der ermittelte Leitungsquerschnitt verwendet, um mit Hilfe der in Abb. 2.9 dargestellten Tabelle aus [35] das Gewicht in Kilogramm pro Meter der Leitung zu bestimmen.

Aluminum 8000 XLPE Insulated, 1000 V / 2000 V

Size AWG	Number of Strands	Insulation Thickness	Approximate Outside Diameter	Approximate Net Weight
		mil	in	lb/kft
6	7	85	0.35	63
4	7	85	0.39	84
2	7	85	0.45	120
1	19	105	0.52	157
1/0	19	105	0.56	184
2/0	19	105	0.60	223
3/0	19	105	0.65	266
4/0	19	105	0.70	319
250	37	120	0.78	379
300	37	120	0.83	438
350	37	120	0.87	496
400	37	120	0.92	554
450	37	120	0.96	605
500	37	120	0.99	665
600	61	135	1.10	798
750	61	135	1.20	966
1000	61	135	1.35	1240

Abbildung 2.9.: Gewicht von AA-8000-Leitungen mit XLPE-Isolierung

Dafür muss die passende AWG-Größe ausgewählt werden. Die Abkürzung „AWG“ steht für „American Wire Gauge“. Es handelt sich hierbei um ein System zur Größeneinteilung von runden elektrischen Kabeln. Die Größe 4/0 ist per Definition auf einen Durchmesser von 0,46 inch festgelegt, was ca. 11,68 mm entspricht. AWG 36 ist auf einen Durchmesser von 0,005 inch festgelegt. Zu erkennen ist, dass größer werdende AWG-Nummern kleinere Kabeldurchmesser angeben [47]. Der Leitungsdurchmesser, der sich aus der ermittelten Leitungsfläche ergibt, wird verwendet, um eine bestimmte AWG-Größe zu ermitteln. Bei niedrigen von den Kabeln zu übertragenden Leistungen kann die AWG-Größe auf 6 oder höher steigen, wobei es sich dabei um sehr kleine Kabeldurchmesser handelt. Die minimale AWG-Größe der Kabel wird im Rahmen der folgenden Betrachtungen auf 6 festgelegt. Dies entspricht einem Durchmesser von ca. 4,1 mm. Im letzten Schritt wird das aus der Tabelle zugehörige Gewicht pro Leitungsmeter bestimmt, das zur Berechnung des Gesamtgewichts der Leitung benutzt wird.

2.4. Theorie zur Auslegung von Gasturbinen

Im Rahmen dieser Arbeit wird zunächst ein bestehendes Triebwerk nachmodelliert. Im anschließenden Schritt wird eine neue Gasturbine basierend auf der gleichen Konfiguration ausgelegt. Bei beiden Prozessen werden dabei die Komponenten der Gasturbine beschrieben und zusammengefügt, um auf diese Weise das Gesamtsystem abbilden zu können. Dazu müssen Parameterwerte der Gasturbinenkomponenten ermittelt werden, die nicht direkt gegeben sind. Die Qualität der ins Modell implementierten Daten bestimmt die Güte des entstehenden Gesamtmodells. Durch die ins Modell eingebrachten Werte werden die Komponenten ausgelegt und dimensioniert. Die Ergebnisse dieses Prozesses hängen dann von der zur Verfügung stehenden Datenbasis ab, aus der die implementierten Daten stammen [48].

Im Rahmen dieser Arbeit wird hauptsächlich auf statistische Werte und daraus entstehender Entwicklungstendenzen aus [48] und [49] zurückgegriffen. Die daraus vorliegende Datenbasis umfasst unter anderem Kreisprozess- und Leistungsdaten sowie Auslegungsdaten der einzelnen Gasturbinenkomponenten aus dem Zeitraum von 1970 bis 1996 [48]. Daraus ergeben sich Tendenzen, die zur Extrapolation der Daten genutzt werden, um die Gasturbinenneuauslegung zu realisieren. Bei dieser Neuauslegung wird ein höherer Technologiestand angenommen, um auf diesem Weg eine moderne Gasturbine abbilden zu können. Im Folgenden wird daher allgemein auf die Entwicklung des Technologiestandes eingegangen. Da es bei der Integrierung der neuausgelegten Gasturbine in das hybrid-elektrische Antriebssystem unter anderem auch zu Veränderungen der Dimensionen des Triebwerkes kommt, wird im Folgenden auch das Vorgehen in diesem Punkt geschildert.

2.4.1. Technologiestand und Entwicklung

Bei dem im Rahmen dieser Arbeit betrachteten Triebwerkstyp handelt es sich um ein Turboprop-Triebwerk. Bei diesem Konzept wird ein Propeller durch eine Gasturbine angetrieben. Das Kerntriebwerk ist dabei ähnlich aufgebaut wie das eines Turbofan-Triebwerkes.

So gelangt die Luft über einen Einlauf ins Triebwerk und wird dort durch Kompressoren verdichtet. Anschließend wird die verdichtete Luft in einer Brennkammer mit Kraftstoff vermischt und entzündet, wobei chemische Energie in Form von thermischer Energie freigesetzt wird.

Bei den darauf folgenden Komponenten handelt es sich um Turbinen, in denen die Luft entspannt wird. Bei diesem Prozess wird thermische in mechanische Energie umgewandelt. Diese Energie wird zum einen dazu verwendet, die Verdichter anzutreiben, zum anderen wird der Propeller über die Antriebswelle mit Energie versorgt. So kann die erforderliche Vortriebsleistung erzielt werden. Die restliche Energie wird anschließend über eine Schubdüse in kinetische Energie umgesetzt. Bei diesem Triebwerkstyp macht dies allerdings nur einen sehr kleinen Teil des Gesamtschubs aus.

Ziele der Weiterentwicklung von Triebwerken sind unter anderem deren Leistungssteigerung und die Reduzierung des Kraftstoffverbrauchs. Um dies zu erreichen, kann beispielsweise der thermodynamische Kreisprozess im Kerntriebwerk verbessert werden. Neben dem Druckniveau in der Gasturbine stellt die Temperatur am Turbineneintritt dabei einen zentralen Parameter da, um die Leistungsfähigkeit der Gasturbine zu verbessern.

So gingen viele bisherige Entwicklungen in Richtung Temperaturerhöhung am Verdichteraustritt und Turbineneintritt. Diese Entwicklung wird sich allerdings zeitlich nicht unbegrenzt fortsetzen lassen. So ist die Erhöhung der Verdichteraustrittstemperatur limitiert durch die Werkstoffentwicklung. Bei Verwendung metallischer Werkstoffe kann diese Temperatur nicht viel weiter erhöht werden. Inwiefern dort nichtmetallische Werkstoffe in der Zukunft eine Lösung darstellen können, steht abschließend noch nicht fest.

Die Brennkammeraustrittstemperatur nähert sich vor allem bei militärischen Triebwerken immer weiter den stöchiometrischen Bedingungen an [48]. Diese Bedingungen beschreiben die vollständige Verbrennung des Luft-Kraftstoff-Gemischs durch die Zuführung der richtigen Menge an Luft. Unter stöchiometrischen Bedingungen werden die höchstmöglichen Flammentemperaturen erreicht. Diese Temperatur fällt wieder ab, wenn mehr Kraftstoff oder Luft zugeführt wird, da in diesem Fall eine größere Stoffmenge erhitzt werden muss [50]. Die zivilen Triebwerke haben noch einen größeren Abstand zu dieser Grenze, nähern sich aber langsam an. Bei Betrachtung der Schadstoffemissionen ist die Annäherung im zivilen Bereich zusätzlich problematischer [48]. Dies ist dem Effekt geschuldet, dass mit steigender Temperatur der Verbrennung auch die erzeugte Menge an Stickoxiden (NO_x) steigt [51].

Der Technologiestand des Hochdruckbereichs der Gasturbine stellt also einen wesentlichen Faktor für die Effektivität und Wirtschaftlichkeit des gesamten Triebwerks dar und hängt stark von den maximalen Temperaturen an Verdichteraustritt und Turbineneintritt ab. Ebenfalls wichtig für den thermischen Wirkungsgrad der Gasturbine sind neben den beschriebenen Temperaturen auch technische Daten der Komponenten. Dazu gehören z.B. die Wirkungsgrade der Turbokomponenten Verdichter und Turbine, Druckverluste in Brennkammer und Kanälen sowie der erforderliche Kühlluftmassenstrom des Kühlsystems [48]. Im Rahmen dieser Arbeit werden bei der Nachmodellierung des Triebwerkes und der Neuauslegung der Gasturbine daher insbesondere diese Komponentenparameter betrachtet.

2.4.2. Einfluss der Gasturbinengröße

Bei der Auslegung der Gasturbine für die hybriden Antriebskonzepte werden abhängig vom Aufbau des Systems unterschiedliche Leistungsanforderungen an die Gasturbine gestellt. Aus diesem Grund verändern sich die Dimensionen der einzelnen Komponenten im System und damit variiert auch die Größe der gesamten Gasturbine. Als Parameter für die Größe der Gasturbine kann der korrigierte Durchsatz durch das Kerntriebwerk verwendet werden, da dieser maßgebend für die geometrischen Abmessungen ist.

Bei der Dimensionierung der Gasturbine kommt es zu Veränderungen der Werte der Komponentenparameter. So führen kleinere korrigierte Durchsätze eher zu einer stärkeren Verringerung und Streuung der Wirkungsgrade von Verdichtern und Turbinen. Ursachen dafür sind [48]:

- die Qualität der Schaufelprofile abhängig von den Fertigungstoleranzen in Relation zu den Abmessungen des Profils
- das Höhen zu Seitenverhältnis der Schaufeln bei Turbinen
- die Größe der Radialspalte, welche bei sehr kleinen Komponentendimensionen nicht mehr im gleichen Verhältnis zum Durchmesser oder der Schaufelhöhe reduziert werden kann
- der allgemeine konstruktive Standard, was z.B. die Ebenheit der Gehäusekontur betrifft

Die Streuung der Wirkungsgrade in den vorliegenden Datenquellen hat vor allem folgende Gründe [48]:

- bei der Rückrechnung der Wirkungsgrade aus Leistungsdaten treten generell Unsicherheiten auf
- Wirkungsgrade, die direkt in Quellen angegeben sind, unterscheiden sich z.T. in ihrer Definition, was besonders bei Turbinen mit Schaufelkühlung der Fall ist
- bei Turbinen der Einfluss radialer Temperaturprofile auf die Definition des Wirkungsgrades
- die Punkte, an denen die Komponenten betrieben werden; so werden bei Betriebspunkten wie TO (Takeoff) oder MCR (Maximum Cruise) nicht unbedingt die optimalen Komponentenwirkungsgrade erreicht, was besonders für Verdichter gilt
- der Einfluss der Konstruktion auf die Radialspalte, was in diesem Sinne mit kompensierenden Gehäusen oder einer aktiven Spaltkontrolle beeinflusst werden könnte
- im Zusammenhang mit der Rauigkeit der Schaufeln die Unsicherheiten in der Abschätzung des Re -Einflusses
- die Gestaltung der Leiträder ohne oder mit Innenringen
- die Ermittlung von Abmessungen unterliegt einer begrenzten Genauigkeit, was eine Auswirkung auf die Bestimmung mechanischer und aerodynamischer Parameter hat

Bevor die Wirkungsgrade η_{pol} in Abhängigkeit des korrigierten Massenstroms und damit der Größe der Gasturbine angegeben werden, findet eine Normierung dieser Komponentenwirkungsgrade auf $RNI = 1$ statt. Die Abkürzung RNI steht dabei für „Reynolds-Number Index“. Definiert ist dieser Parameter als [48]:

$$RNI = \frac{\nu_{ref}}{\nu} \quad (2.6)$$

Bei ν handelt es sich um die kinematische Zähigkeit. Wie in Anhang A näher gezeigt, kann die Normierung auf $RNI = 1$ in einfacher und homogener Weise erfolgen, ohne dass dazu Informationen über geometrische Abmessungen der Beschaufelung vorliegen müssen [48]. In dieser Art sind in der vorliegenden Quelle alle Verdichter- und Turbinendaten normiert.

Die auf $RNI = 1$ normierten Wirkungsgrade η_{pol} können nach einem iterativen Prozess als Funktionen von M_{korr} oder EIS dargestellt werden [48]. EIS steht dabei für „Entry into Service“, beschreibt das Jahr der Inbetriebnahme der entsprechenden Komponente und ist so ein Parameter für dessen Technologiereife. Unter M_{korr} versteht man den korrigierten Massenstrom, der den Bezug zur Gasturbinengröße darstellt. Die polytropen Wirkungsgrade von Verdichtern und Turbinen hängen in einer ähnlichen Tendenz wie der Re-Abhängigkeit von M_{korr} ab [48]:

$$\frac{1 - \eta_{pol}}{1 - \eta_{pol}^*} = \left(\frac{M_{korr}}{M_{korr}^*} \right)^{-m} \quad (2.7)$$

Bei η_{pol}^* und M_{korr}^* handelt es sich auch in diesem Fall um normierte Größen. Um den Wert für den normierten korrigierten Durchsatz zu ermitteln, werden alle Wirkungsgrade für $RNI = 1$ und $EIS = 1995$ normiert und über M_{korr} aufgetragen. Das dabei für die Verdichter entstehende Diagramm zeigt Abb. 2.10. Bei den eingezeichneten einstufigen Fans sind andere Parameter als der korrigierte Durchsatz maßgebend für den Wirkungsgrad. In Bezug auf den Größeneinfluss wird diese Komponente daher in der vorliegenden Quelle vernachlässigt. So wird der korrigierte Durchsatz für Verdichter und Turbinen auf $M_{korr} = 70 \text{ kg/s}$ festgelegt. Oberhalb dieses Wertes wird der Größeneinfluss als vernachlässigbar betrachtet [48].

Parameter	Einheit	Verdichter	Turbinen
M_{korr}^*	kg/s	70	70
η_{pol}^*	-	0,875...0,935	0,920...0,970
$\bar{\eta}_{pol}^*$	-	0,905	0,945
m	-	0,063	0,236
σ	-	0,63	0,85

Tabelle 2.3.: Parameter zur Ermittlung des polytropen Wirkungsgrades nach [48]

Tab. 2.3 fasst die Werte der relevanten Parameter für die Ermittlung des polytropen Wirkungsgrades von Verdichter und Turbine zusammen. Wiederzufinden ist der normierte korrigierte Durchsatz für Verdichter und Turbine sowie der Bereich des normierten polytropen Wirkungsgrades. Darüber hinaus ist der Exponent m für Verdichter und Turbinen aufgeführt sowie der Korrelationsparameter σ , der die Streuung bei der Darstellung statistischer η -Werte betrifft.

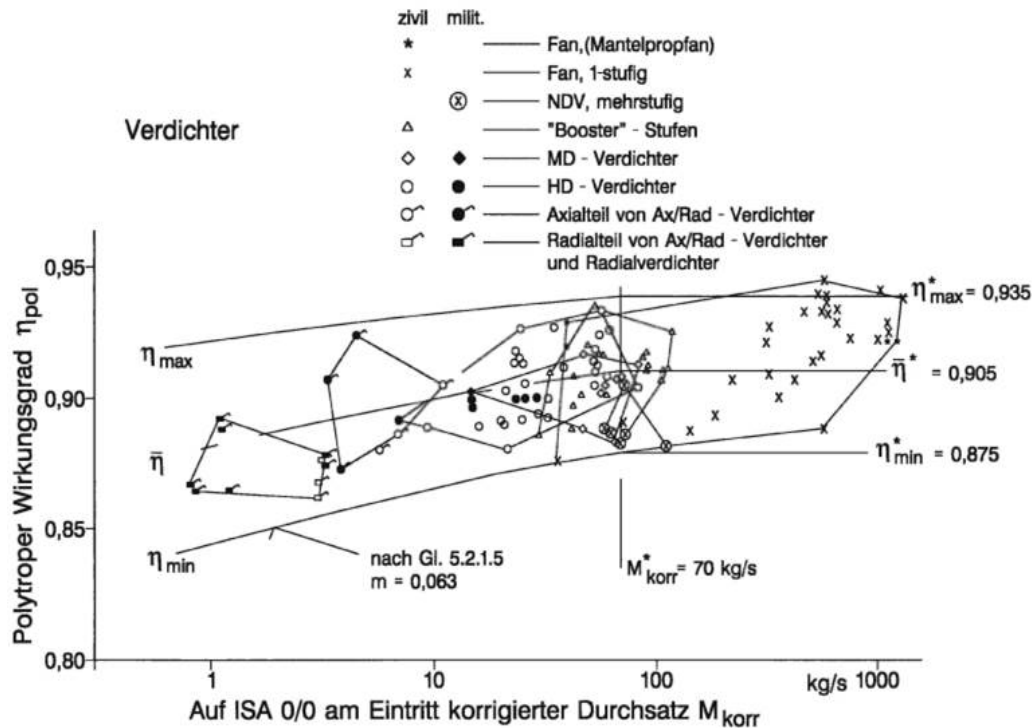


Abbildung 2.10.: Größeneinfluss bei Verdichtern [48]

2.5. Leistungsrechnung von Gasturbinen

Um ein Triebwerksmodell auszulegen, sind immer wieder Berechnungen der Triebwerksleistung und anderer für die Auslegung wichtiger Parameter erforderlich. Dazu gehören Massenströme als dimensionierende Größen sowie Drücke und Temperaturen zur Beschreibung des thermodynamischen Kreisprozesses der Gasturbine. Diese Ausgangsdaten für die Auslegung des Triebwerks werden durch den Prozess der Leistungssynthese generiert. Unter diesem Prozess versteht man die Berechnung des Leistungs- und Betriebsverhaltens des Triebwerks als Gesamtsystem. Dieses ergibt sich aus der Kombination (Synthese) der einzelnen Komponenten des Triebwerks. Dabei nehmen vor allem die Komponenten Einlauf, Verdichter, Kanäle, Brennkammer, Turbinen, Mischer, Düsen und je nach Modell auch Wärmetauscher und Nachbrenner wichtige Rollen für die Leistungssynthese ein.

Um das physikalische Verhalten der Triebwerkskomponenten zu beschreiben, wird auf eindimensionale analytische oder empirische Modelle zurückgegriffen. Zustandsänderungen des durch die Komponenten strömenden Fluides werden durch Energiezufuhr oder -abfuhr oder durch Druckverluste in der jeweiligen Komponente hervorgerufen. Um solche Rechnungen durchzuführen, können auch Simulationen mit Hilfe von Computersystemen genutzt werden. Für derartige Simulationen des Leistungs- und Betriebsverhaltens von Gasturbinen werden Leistungssyntheseprogramme verwendet.

Unterschieden werden dabei die Programme, die bereits Antriebskonfigurationen wie z.B. Einwellen-Einstrom-Strahltriebwerke fest vorgeben und solche Programme mit modularem Aufbau. Mit letzteren können beliebige Triebwerkskonfigurationen abgebildet werden. Auf diese Weise können beispielsweise auch zukünftige Triebwerkskonzepte simuliert werden [52].

Ein Programm dieser Art eignet sich daher am besten für die im Rahmen dieser Arbeit zu simulierenden Antriebssysteme. Bei dem im Folgenden verwendeten Programmsystem „GTLab Performance“ handelt es sich um solch ein modular aufgebautes Leistungssyntheseprogramm. Das Programmsystem „GTLab“ wird beim DLR im Institut für Antriebstechnik Abteilung Triebwerk entwickelt und umfasst verschiedene Module. Dazu gehören:

- Performance
- Sketchpad
- Predesign

Im Modul „GTLab Sketchpad“ können mit Hilfe schneller Berechnungsverfahren erste Ringräume der Turbomaschine, Triebwerksabmessungen und Systemgewichte ermittelt werden. Das Modul „Predesign“ bietet eine Triebwerksvorentwurfsumgebung. Damit können z.B. zukünftige Triebwerkskonzepte multidisziplinär vorausgelegt und bewertet werden. Ausgegangen wird dabei von dem thermodynamischen Modell der Gasturbine und eine Anwendung des Moduls bis zur Detailauslegung der Triebwerkskomponenten ist möglich [53].

Um stationäre und transiente Leistungsrechnungen von Gasturbine durchführen zu können, wird das modular aufgebaute Programm „GTLab Performance“ verwendet [53]. Bei diesem Aufbau wird jedes Triebwerksmodul durch ein Modul im Rechenprogramm abgebildet. Vorhanden sind also z.B. Einlaufmodule, Verdichtermodule, Brennkammermodule, Turbinenmodule und mehr. Jedes Modul verfügt über eine Schnittstelle, an der es mit anderen Modulen in jeder sinnvollen Reihenfolge verbunden werden kann. Das Zusammenspiel der Triebwerksmodule an den Ein- und Ausgängen der Komponenten wird über die Verträglichkeitsbedingungen Leistungsgleichgewicht, Massenerhaltung und Energieerhaltung sichergestellt [52]. Das durch die Komponenten strömende Fluid wird in GTLab als halbideales Gas modelliert. So erfolgt die Berücksichtigung der spezifischen Wärme bzw. des Isentropenexponenten als Funktion der Temperatur [52].

2.5.1. Design Rechnung

Bei der Leistungssynthese handelt es sich bei dem ersten berechneten Betriebspunkt um den Auslegungspunkt der Gasturbine. Alle enthaltenen Komponenten werden in diesem Punkt thermodynamisch ausgelegt. Bei dem Auslegungspunkt (Design Point) handelt es sich in der Regel um einen Volllastpunkt des Triebwerks. Durch die Definition der einzelnen Komponentenparameter wird der Arbeitsprozess der Gasturbine in diesem Punkt so festgelegt, dass die Randbedingungen bezüglich des Gesamtsystems getroffen werden. Bei diesen Randbedingungen kann es sich z.B. um Schubanforderungen, spezifische Brennstoffverbräuche oder bestimmte Temperaturen im System handeln, die eingehalten werden müssen. Wichtige Parameter stellen dabei der Triebwerksdurchsatz, das Verdichterdruckverhältnis und die Turbineneintrittstemperatur dar. Werden neben den Auslegungsparametern auch Auslegungs-Machzahlen angenommen, ergeben sich durchströmte Querschnitte der Komponenten. Diese werden für die Teillastrechnungen beibehalten [52]. Bei der Berechnung des Auslegungspunktes (Design-Punkt-Rechnung) werden die Komponenten der Gasturbine also auch auf bestimmte geometrische Werte festgelegt.

Im Leistungssyntheseprogramm GTlab Performance werden den Triebwerksmodulen im Rahmen der Berechnung des Auslegungspunktes wie beschrieben bestimmte Parameterwerte zugewiesen. Die Art der Parameter hängt dabei von der betrachteten Komponente ab. So werden Einlauf und Kanäle durch Druckverlustwerte beschrieben. Der Verdichter wird hingegen durch ein vorgegebenes Druckverhältnis und einen polytropen Wirkungsgrad modelliert. Jedes Modul der Gasturbine wird auf diese Weise abgebildet, um die anschließende Berechnung des Gesamtsystems zu ermöglichen. Diese Berechnung wird über ein Gleichungssystem realisiert, das unabhängige (Independents) und abhängige Variablen (Dependents) enthält. Bei den Dependents handelt es sich um die bereits beschriebenen Randbedingungen bezüglich des Gesamtsystems. Diese Variablen bestimmen Leistungs- oder Schubanforderungen an das Triebwerk. Die Independents werden dem Rechenprogramm im Gleichungssystem als Variablen freigegeben, um die abhängigen Variablen und die voreingestellten Komponentenparameter erfüllen zu können. Beispiele für Independents sind das Treibstoff-Luft-Verhältnis in der Brennkammer (FAR - Fuel to Air Ratio), der Triebwerksdurchsatz und die Wellendrehzahlen.

Zur Berechnung des Triebwerksverhaltens im Off Design werden im Rahmen dieser Arbeit generische Komponentenkennfelder verwendet. Diese werden mit den Ergebnissen der Design Rechnung skaliert und so auf die ausgelegte Gasturbine angepasst. Für die Skalierung werden die entsprechenden in der Auslegung ermittelten Parameter Wirkungsgrade, Druckverhältnisse und Drehzahlen genutzt. Wie die Komponentenkennfelder in der Leistungsrechnung im Off Design eingesetzt werden, wird im Folgenden beschrieben.

2.5.2. Off-Design Rechnung

Bei der Berechnung von Teillastpunkten liegen keine direkten Informationen zu Komponentenparametern vor, somit müssen die erforderlichen Daten auf andere Weise gewonnen werden. Da die analytische Ermittlung der meisten Komponentencharakteristiken nur mit großem zeitlichen Aufwand und entsprechender vorliegender geometrischer Daten zu realisieren ist, werden Komponentenkennfelder für die Teillastrechnung verwendet. Die Qualität der Ergebnisse der Rechnung hängt dabei von der Güte der eingesetzten Kennfelder ab. Komponentenkennfelder dieser Art werden entweder durch Messungen oder aufwendige Rechnungen erstellt und machen die Berücksichtigung mehrdimensionaler Effekte in der Arbeitsprozesssynthese möglich [52].

In Abb. 2.11 ist das Beispiel eines Verdichterkennfeldes dargestellt. Dieses Komponentenkennfeld gibt den Zusammenhang zwischen Verdichterdruckverhältnis, Drehzahl, Wirkungsgrad und korrigiertem Durchsatz wieder. Es kann beispielsweise bei der Bestimmung von Massendurchsätzen im Nieder- und Hochdruckverdichter aus den jeweiligen Komponentenkennfeldern eine Differenz auftreten. Dieses Beispiel zeigt, dass Teillastpunkte aufgrund der Verwendung entsprechender Kennfelder iterativ bestimmt werden müssen. In dem angedeuteten Fall wäre der Fehler z.B. durch die iterative Anpassung der Drehzahl des Verdichters und dem Beta-Wert auszulöschen. Bei dem „Beta-Wert“ handelt es sich um eine Hilfskoordinate im Verdichterkennfeld. Zusammen mit der Drehzahllinie bestimmt sie die Lage eines Betriebspunktes im Komponentenkennfeld. Die Notwendigkeit der Beta-Linien im Kennfeld wird besonders deutlich im Bereich senkrechter und horizontaler Drehzahllinien, wo mit deren Hilfe eindeutige Werte für den Durchsatz, das Druckverhältnis sowie den Wirkungsgrad ermittelt werden können [52].

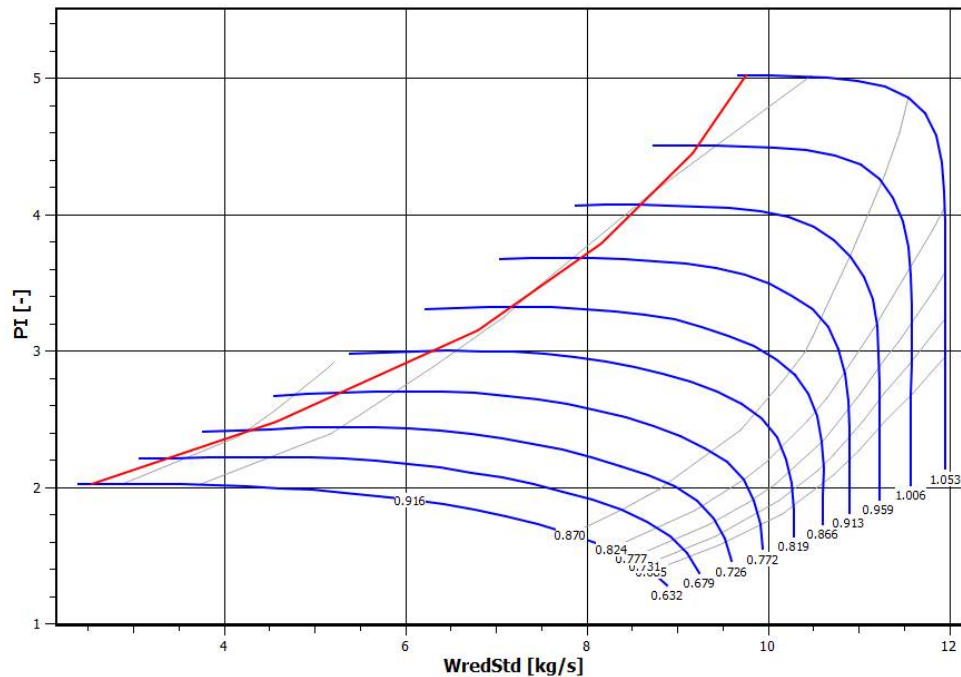


Abbildung 2.11.: Beispiel eines Verdichter-kennfeldes

Ähnlich zur Design Rechnung wird auch im Off Design ein Gleichungssystem zur Leistungsrechnung eingesetzt. Neben den abhängigen und unabhängigen Variablen werden dabei zusätzlich äußere Rahmenbedingungen (Boundary Conditions) definiert, die bei der Design Rechnung als Komponentenparameter bereits ins Modell implementiert werden. Bei diesen kann es sich z.B. um eine bestimmte Geschwindigkeit und Höhe handeln, in der das Triebwerk betrieben wird. Des Weiteren kann eine Temperaturabweichung gegenüber der Standardatmosphäre berücksichtigt werden. Als Dependents werden in diesem Fall Randbedingungen wie z.B. Leistungs- oder Schubanforderungen sowie Leistungsgleichgewichte auf den mechanischen Wellen oder Massenstromgleichgewichte definiert. Bei den unabhängigen Variablen handelt es sich um Parameter wie z.B. den Beta-Werten der einzelnen Komponenten-kennfeldern oder den Drehzahlen der mechanischen Wellen.

3. Auslegung des Referenztriebwerks

Im Rahmen dieser Arbeit soll eine Gasturbine ausgelegt werden, die in den hybrid-elektrischen Antriebsstrang integriert werden kann. Dafür wird zunächst das aktuell an der ATR72-500 eingesetzte Turboprop-Triebwerk PW127F ausgelegt. Dieses wird für die Neuauslegung als Referenzkonfiguration dienen. So kann eine Orientierung an Parameterwerten des Triebwerks stattfinden. Dazu wird das PW127F im ersten Schritt vorgestellt. Daraufhin wird das Triebwerk in GTlab modelliert. Anschließend werden Betriebspunkte und Leistungsanforderungen an die Gasturbine definiert und basierend darauf wird die Leistungssyntheserechnung durchgeführt. Im letzten Schritt werden die Ergebnisse der Rechnung dargestellt und validiert.

3.1. Das Triebwerk PW127F

Die ATR72-500 wird durch zwei Turboprop-Triebwerke des Typs PW127F von Pratt&Whitney angetrieben. Es handelt sich dabei um eine drei-Wellen Konfiguration mit freier Leistungsturbine. Wie in Abb. 3.1 zu erkennen, ist letztere nicht mit einem Verdichter, sondern über ein zweistufiges Getriebe direkt mit dem Propeller verbunden. Der Lufteinlass ins Kerntriebwerk befindet sich unterhalb der Propellerachse und führt zu einem S-förmigen Einlauf. Durch diesen gelangt die eingesaugte Luft zu zwei hintereinander angeordneten Radialverdichtern, die sich auf zwei verschiedenen konzentrischen Wellen befinden. Diese werden jeweils von einer einstufigen Axialturbine angetrieben [54]. Die Luft wird über einen Ring aus gebogenen Rohrleitungen vom Diffusor des Niederdruckverdichters (LPC) zum Eintritt des Hochdruckverdichters (HPC) geleitet. Anschließend gelangt die Luft in eine Ringbrennkammer mit rückseitigem Einfluss, in der sie über 14 druckluftbetriebene Treibstoffeinspritzdüsen mit Kraftstoff vermischt wird. Entzündet wird das Gemisch mit Hilfe zweier Zündkerzen. Hinter der Brennkammer folgt im Hochdruckbereich eine einstufige Axialturbine (HPT) mit 47 luftgekühlten Blättern. Auch die darauffolgende Niederdruckturbine (LPT) ist einstufig ausgelegt. Bei der bereits erwähnten Leistungsturbine (PWT) handelt es sich um eine zweistufige Konfiguration mit ummantelten Blattspitzen [54].

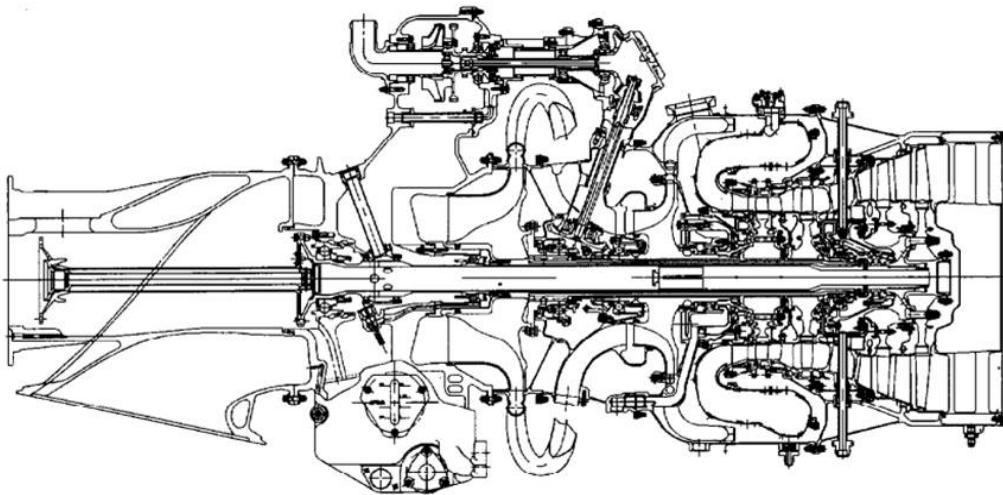


Abbildung 3.1.: Schnittdarstellung eines Triebwerkes der PW120-Familie [55]

3.2. Modellierung des PW127F

Um sowohl bezüglich der Konfiguration sowie der thermodynamischen Größen eine Referenz für die Neuauslegung der Gasturbine zu erhalten, wird das Triebwerk PW127F in GTlab abgebildet. Dabei ist das Ziel nicht die exakte Nachbildung dieses Triebwerktyps, sondern eher ein Modell gleicher Konfiguration und plausibler Werte zu konstruieren, das dieser Gasturbine nahekommt. Um dies zu erreichen, wird das Triebwerk zunächst aus vielen Einzelmodulen in GTlab zusammengefügt.

Abb. 3.2 zeigt das dadurch entstandene Modell. Den beiden Radialverdichtern wird jeweils das gleiche Druckverhältnis im Design-Punkt zugewiesen. Als Auslegungspunkt wird der hochbelastete Betriebspunkt Takeoff gewählt. Insgesamt beträgt das Verdichterdruckverhältnis $\Pi_C = p_{t3}/p_{t1}$ nach [55] 15,77. Zwischen den beiden Verdichtern ist eine zusätzliche Rohrleitung eingefügt, mit der die Umlenkungsverluste der gebogenen Rohrleitungen abgebildet werden können.

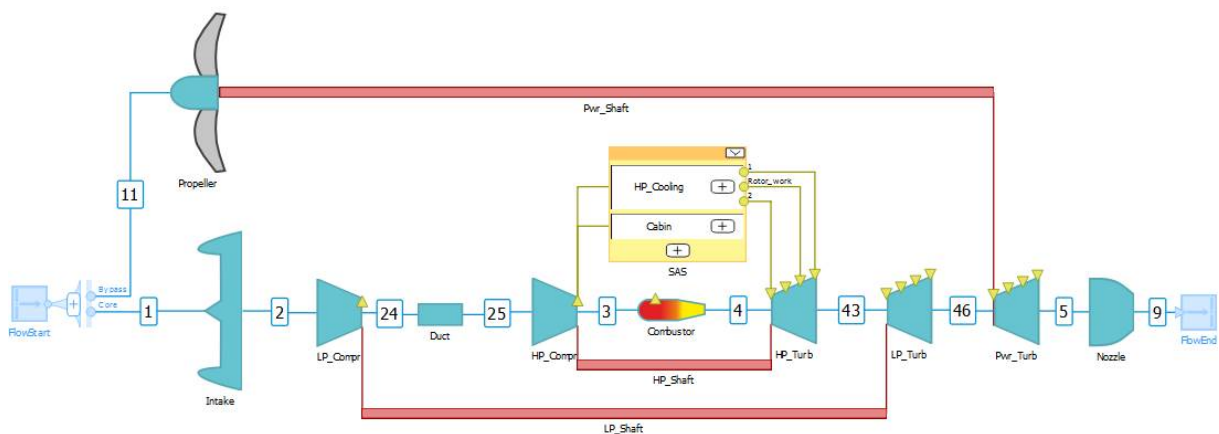


Abbildung 3.2.: Modellierung des PW127F in GTlab

Diese werden auf 1,5% geschätzt. Nach [56] nehmen die Druckverluste in Brennkammern Werte zwischen 2,5 und 5% an. Da es sich im vorliegenden Fall um eine Brennkammer mit rückseitigem Einfluss handelt und um Strömungsverluste in den Rohrleitungen im Bereich der Turbinen zu berücksichtigen, wird ein Druckverlust von 6% angenommen. Die Implementierung der mechanischen Wellendrehzahlen orientiert sich an [43]. Die Drehzahl der Niederdruckwelle wird dabei auf 28000 RPM festgelegt, die der Hochdruckwelle auf 33900 RPM und die Drehzahl der Antriebswelle liegt bei 1200 RPM. Die Parameter aller Komponenten sind in Anhang B dargestellt.

Im Folgenden wird auf wesentliche Parameter zur Beschreibung des Gasturbinenverhaltens eingegangen. Dazu gehören die polytropen Wirkungsgrade der Turbokomponenten. Außerdem werden das Kühlsystem und die Ermittlung des erforderlichen relativen Kühlluftmassenstroms beschrieben. Darüber hinaus wird auf die Beschreibung des Propellerhaltens durch die Erstellung eines zugehörigen Kennfeldes eingegangen.

3.2.1. Wirkungsgrade der Turbokomponenten

Die Wirkungsgrade von Verdichtern und Turbinen stellen Parameter dar, die einen signifikanten Einfluss auf den thermodynamischen Kreisprozess im Kerntriebwerk haben. Zu ermitteln sind die Werte dieser Parameter im Design-Punkt. Wie in Abschnitt 2.5 erläutert, werden durch die Definition dieser Werte im Auslegungspunkt die Kennfelder der betrachteten Turbokomponenten skaliert. Im Off-Design wird der entsprechende Wirkungsgrad dann aus dem skalierten Kennfeld ermittelt. Um plausible Werte für diese Parameter zu erhalten, wird auf statistische Werte aus [48] und [49] zurückgegriffen.

Verdichterwirkungsgrade Die polytropen Verdichterwirkungsgrade werden mit Hilfe von Abb. 3.3 ermittelt.

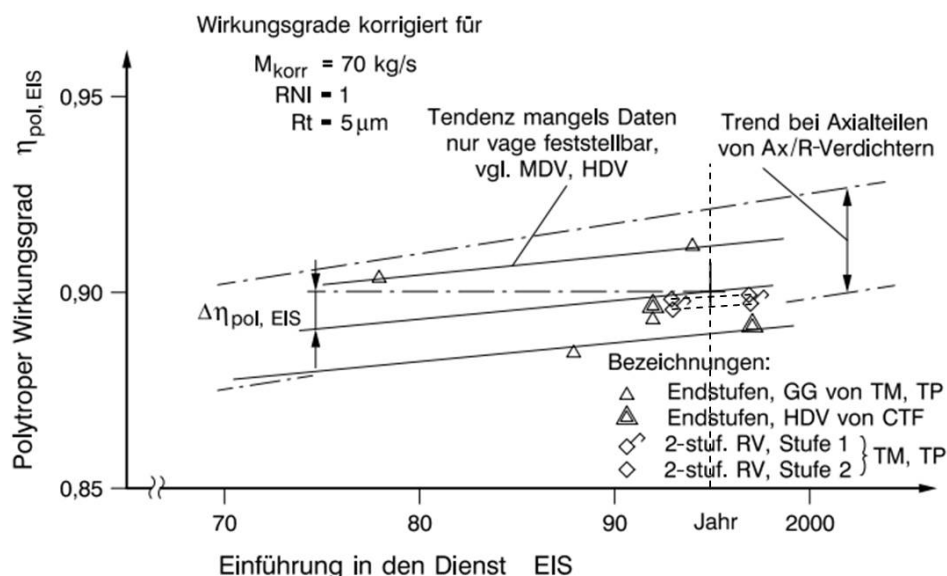


Abbildung 3.3.: Zeitliche Entwicklung der polytropen Wirkungsgrade von Radialverdichtern [49]

In diesem Diagramm dargestellt ist der auf M_{korr} und $RNI = 1$ mit $Rt = 5\mu m$ korrigierte polytrope Wirkungsgrad verschiedener Verdichterarten. Diese Daten sind über den Parameter EIS aufgetragen. Dieser wird für das betrachtete Turboprop-Triebwerk PW127F nach [54] auf das Jahr 1995 festgelegt. Dieses Jahr ist zur Orientierung als senkrechte Linie im Diagramm markiert. Um einen Wert für $\eta_{pol,EIS}$ zu erhalten, wird zwischen den vorhandenen Punkten der zweistufigen Radialverdichter interpoliert. Im Diagramm wird dabei zwischen der ersten und der zweiten Radialverdichterstufe unterschieden.

Der polytrope Wirkungsgrad $\eta_{pol,EIS}$ der ersten Stufe wird dem LPC im modellierten System zugewiesen. Dieser weist einen kleineren Wert auf als der abgelesene Wirkungsgrad der zweiten Stufe, der dem HPC zugeordnet wird. Bei den so ermittelten normierten Wirkungsgraden handelt es sich um den Parameter η_{pol}^* aus Gleichung 2.7. Durch Umstellung dieser Gleichung nach η_{pol} erhält man den direkt geltenden polytropen Wirkungsgrad des betrachteten Verdichters in Abhängigkeit des korrigierten Massenstroms M_{korr} :

$$\eta_{pol,C} = \left(\frac{M_{korr}}{70kg/s} \right)^{-0,063} \cdot (\eta_{pol,C}^* - 1) + 1 \quad (3.1)$$

Dieser Zusammenhang wird als sogenannte „Expression“ in GTabl implementiert. Die eingesetzten Werte für M_{korr}^* und den Exponenten m können für Verdichter und Turbinen der Tab.2.3 entnommen werden. Für den Parameter M_{korr} wird für den LPC der korrigierte Massenstrom an der Station 2 und für den HPC der korrigierte Massenstrom an der Station 25 (siehe Abb. 3.2) eingesetzt.

Bei der Design Rechnung wird der so definierte Ausdruck in GTabl durch Gleichsetzen mit den entsprechenden polytropen Wirkungsgraden der Verdichter in das Gleichungssystem implementiert. So wird für jede Leistungsrechnung in GTabl die Größenabhängigkeit des Komponentenwirkungsgrades berücksichtigt. Das sich ergebende Gleichungssystem im Auslegungspunkt wird in den folgenden Abschnitten dargestellt. Bei dem auf diese Weise ermittelten polytropen Wirkungsgrad handelt es sich wie bereits erwähnt um den Design-Wirkungsgrad des jeweiligen Verdichters. Um auch für die Off-Design Rechnung einen polytropen Wirkungsgrad zu erhalten, wird ein generisches Kennfeld aus [57] verwendet. Dieses wird beiden Verdichtern zugrunde gelegt und in der Design Rechnung skaliert.

Turbinenwirkungsgrade Nach dem Verdichter stellen die im System integrierten Turbinen die restlichen Turbokomponenten dar, die mit polytropen Wirkungsgraden beschrieben werden sollen. Dazu gehören die Hochdruckturbine, die Niederdruckturbine sowie die Leistungsturbine. Die Entwicklung der Turbineneffizienz für die PW100-Familie ist in Abb. 3.4 über das Jahr der Zertifizierung aufgetragen. Zu erkennen ist, dass das Zertifizierungsjahr dem Jahr der Einführung in den Dienst vorausgeht. Dargestellt sind die Entwicklungen der Turbineneffizienz von Hoch- und Niederdruckturbine sowie der Leistungsturbine.

Entgegen der Erwartung steigender Wirkungsgrade mit der Zeit aufgrund höherer Technologiereife fallen alle drei Kurven zunächst ab. Erst nach der Zertifizierung der PW127-Reihe steigen die dargestellten Wirkungsgrade wieder an. Der Turbinenwirkungsgrad ist im Wesentlichen von der Druckziffer Ψ und der Lieferzahl φ abhängig [58].

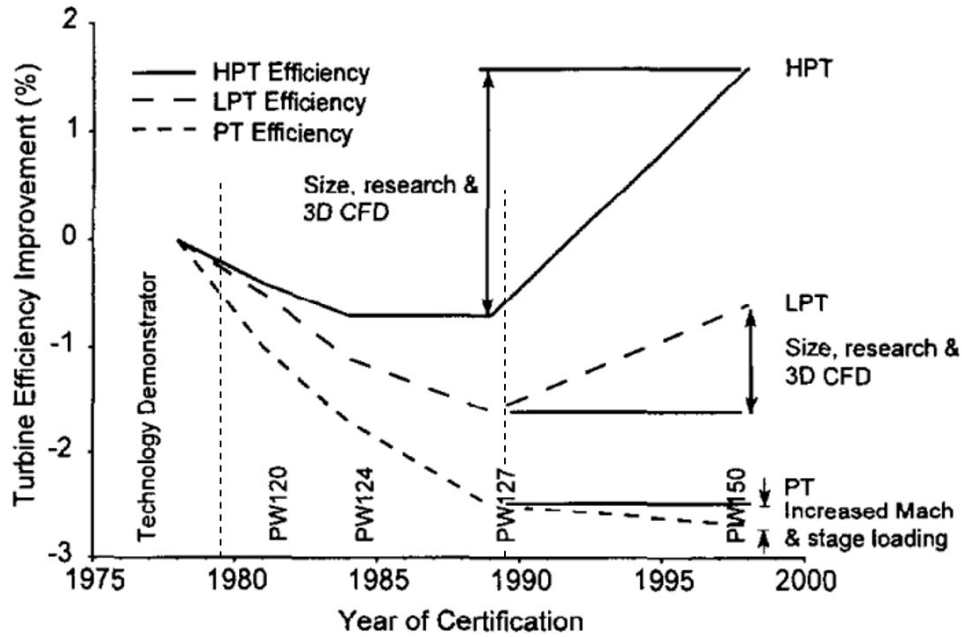


Abbildung 3.4.: Zeitliche Entwicklung der Turbineneffizienz der PW100-Familie [55]

Definiert sind die beiden Parameter wie folgt [49]:

$$\Psi = \frac{2H_{spez}}{U^2} \quad (3.2)$$

$$\varphi = \frac{C_{ax}}{U} \quad (3.3)$$

Dabei steht H_{spez} für die spezifische Arbeit der Turbine, U für die Umfangsgeschwindigkeit und C_{ax} für die Axialgeschwindigkeit des Gases durch die Turbine [49]. Mit steigender Druckziffer steigt auch der Druckgradient in dem jeweils betrachteten Kanal an. Dies führt allerdings auch zu steigenden Verlusten. Eine größere Lieferzahl bringt einen erhöhten Durchsatz mit sich, wodurch der Druckabfall steigt und mehr Verluste generiert werden. Die größten Effizienzen werden daher bei geringen Werten von Ψ und φ erreicht [58]. Über diese Größen sind die abfallenden Kurven in Abb. 3.4 zu erklären. So steigt die Druckziffer im Laufe der Entwicklung an. Gleiches gilt für die Lieferzahl, da ein höherer Massenstrom durchgesetzt wird, ohne wesentliche geometrische Änderungen vorzunehmen [55].

Im Diagramm wird zusätzlich zum PW127 der Ausgangspunkt der Entwicklung durch eine gestrichelte Linie markiert. Dieser stellt das Jahr des ersten in Betrieb gegangenen Triebwerks aus der PW100-Familie dar. Dabei handelt es sich nach [55] um das Jahr 1985. Dieses wird für die Auftragung über dem Jahr der Zertifizierung um den gleichen Betrag reduziert, wie es bei dem PW127-Technologiestand zu beobachten ist.

Um die sich ergebende Differenz auf einen bestimmten Ausgangswert anwenden zu können, wird erneut auf statistische Daten zurückgegriffen. Die entsprechenden Daten der normierten polytropen Wirkungsgrade von Hoch- und Mitteldruckturbine sind in Abb. 3.5 dargestellt. Aufgrund der dreiwelligen Konfiguration der betrachteten Gasturbine werden der LPT im System die aus dem Diagramm ermittelten Werte der Mitteldruckturbine zugewiesen.

Da an dem mit einem senkrechten Strich markierten EIS-Wert im Diagramm keine passenden Daten vorhanden sind, muss auf eine frühere Dienst Einführung zurückgegriffen werden. Gewählt werden die mit zwei waagerechten Strichen gekennzeichneten Turbinenwirkungsgrade. Diese weisen im Diagramm eine Verbindung untereinander auf, wobei es sich um eine einstufige Hochdruckturbinen und eine ebenfalls einstufige Mitteldruckturbinen in einer dreiwelligen Konfiguration handelt. Die relative Lage dieser Punkte wird auf das Jahr 1985 extrapoliert, um so die jeweiligen normierten polytropen Turbinenwirkungsgrade im vorliegenden Fall zu erhalten.

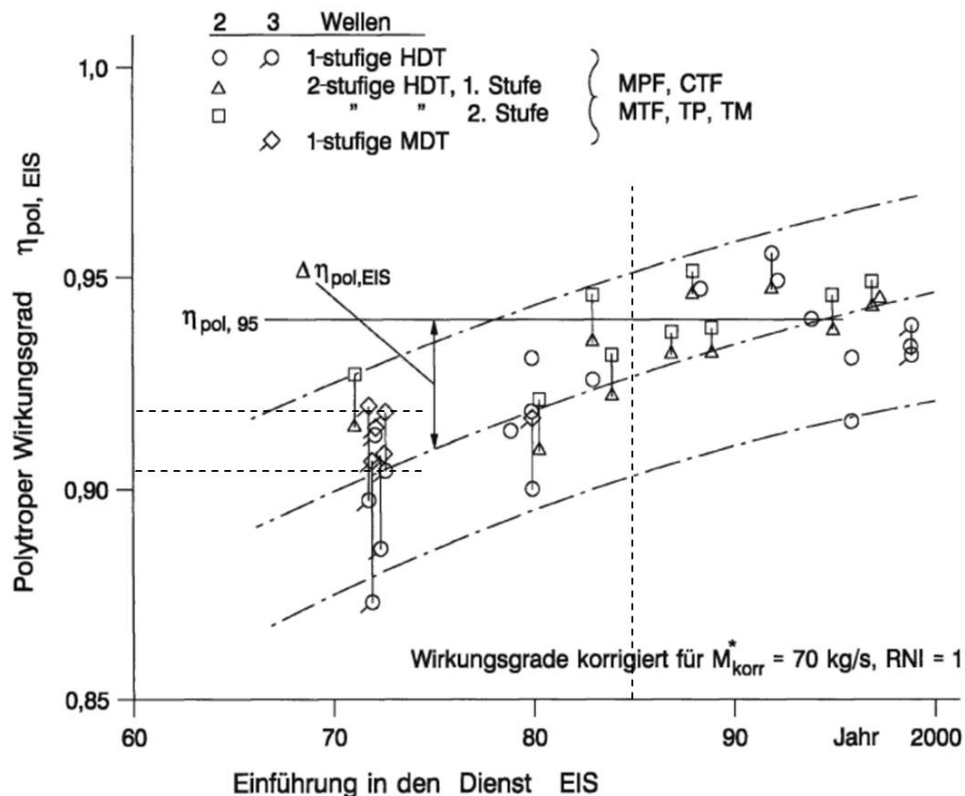


Abbildung 3.5.: Zeitliche Entwicklung der polytropen Wirkungsgrade von HD- und MD-Turbinen [48]

Ähnlich wird bei der Leistungsturbine vorgegangen. In diesem Fall wird das in Abb. 3.6 dargestellte Diagramm zur Ermittlung des normierten Wirkungsgrades verwendet. Abgebildet sind die entsprechenden Daten für Niederdruckturbinen. Im dreiwelligen System der betrachteten Gasturbine werden diese Daten für die Leistungsturbine, als Turbinen mit dem geringsten Druckniveau im System, angenommen. Genau wie im Falle der Hoch- und Mitteldruckturbinen wird auch für den Ausgangswert der Leistungsturbine ein *EIS* von 1985 angenommen. Dieses Jahr ist mit einer senkrechten Linie im Diagramm gekennzeichnet. Daneben, mit einer waagerechten gestrichelten Linie markiert, ist der Wert einer zweistufigen Niederdruckturbinen im Turboprop-Triebwerk. Dabei handelt es sich also um die gleiche Konfiguration wie im vorliegenden Fall. Die relative Lage dieses Wertes in Bezug auf die eingezeichneten Kurven wird auf das Jahr 1985 übertragen, um auf diese Weise einen entsprechenden normierten Wirkungsgrad für die betrachtete Leistungsturbine abzubilden.

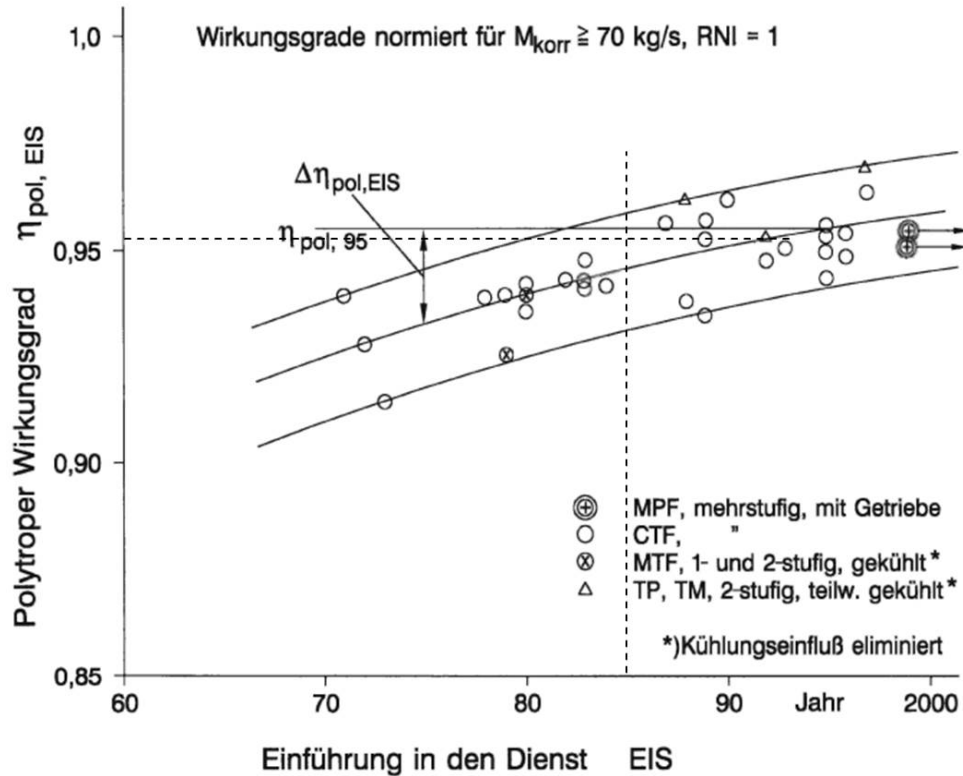


Abbildung 3.6.: Zeitliche Entwicklung der polytropen Wirkungsgrade von ND-Turbinen [48]

Die so erhaltenen Werte für η_{pol}^* werden zusammen mit den weiteren Parametern zur Turbine aus Tab. 2.3 und den ermittelten Differenzen jeweils als Zusammenhang zur Ermittlung des polytropen Turbinenwirkungsgrades festgehalten:

$$\eta_{pol,T} = \left(\frac{M_{korrr}}{70 \text{ kg/s}} \right)^{-0,236} \cdot (\eta_{pol,T}^* - 1) + 1 - \Delta\eta_{pol,T} \quad (3.4)$$

Wie im Falle des Verdichters wird auch diese Gleichung in GTlab implementiert und abhängig vom korrigierten Massenstrom in das Gleichungssystem zur Berechnung des Auslegungspunktes eingebunden. Genau wie beim Verdichter gilt der auf diese Weise ermittelte η_{pol} nur für den Auslegungspunkt. Die Off-Design-Punkte werden ebenfalls über generische Kennfeld abgedeckt. HPT und LPT werden dabei über das Kennfeld aus [59] beschrieben. Der polytrope Wirkungsgrad der Leistungsturbine wird im Off-Design über das generische Kennfeld einer zweistufigen Turbine aus [60] berechnet. Mit der Festlegung der Wirkungsgrade aller Turbokomponenten kann im nächsten Schritt auf das Kühlsystem eingegangen werden.

3.2.2. Kühlluftmodellierung

Wie in Abb. 3.7 zu erkennen ist, wird dem Hochdruckverdichter komprimierte Luft entnommen und dem Kühlsystem zugeführt. Dieses bietet eine Schnittstelle für die Kühlung der Hochdruckturbine und eine zur Versorgung der Kabine.

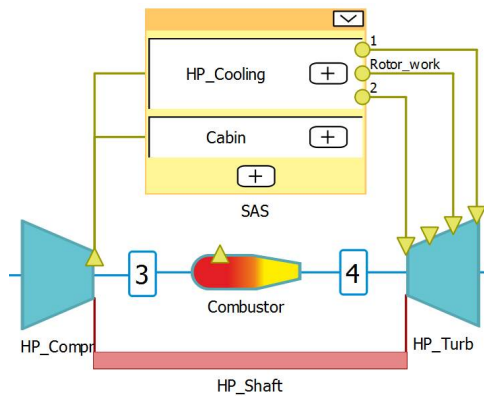


Abbildung 3.7.: Kühlluftentnahme und -zufuhr im Hochdruckbereich

Zu letzterer fehlen verlässliche Daten aus der Literatur, weshalb sie der Vollständigkeit halber ins System implementiert ist, aber keine Luft aus dem Verdichter entnimmt. Die für die Kühlung der HPT zuständige Komponente des Kühlsystems hat drei Verbindungen zur Hochdruckturbine. Dabei stellt die mit „1“ gekennzeichnete Kühlluftleitung den Anteil des Kühlluftmassenstroms dar, der an der Turbine keine Arbeit verrichtet. Es handelt sich um die Luft, die nicht in den Turbinenkanal ausgeblasen wird und so auch keinen Anteil an der erzeugten mechanischen Arbeit der Turbine leistet. Bei der mit „Rotor_work“ betitelten Verbindung handelt es sich um den Kühlluftteil, der den Rotor der HPT kühlt. Da die Hochdruckturbine im Fall des PW127F nach [55] über eine Filmkühlung verfügt, leistet dieser Teil der Kühlluft durch Ausblasung Arbeit an der Turbine. Die letzte, mit „2“ beschriebene Verbindung führt den Anteil des Kühlluftmassenstroms, der für die Kühlung des Turbinenstators zuständig ist.

Bei der Beschreibung des Kühlsystems stellt der relative Kühlluftmassenstrom einen wesentlichen Parameter dar. Im Folgenden wird daher der im betrachteten System erforderliche relative Kühlluftdurchsatz bestimmt. Ähnlich wie bei der Ermittlung der Wirkungsgrade der Turbokomponenten wird auch in diesem Fall auf statistische Daten zurückgegriffen. Verwendet wird dabei zunächst Abb. 3.8. Dargestellt ist der auf den Durchsatz des HPC bezogene Kühlluftdurchsatz durch Leit- und Laufrad der abgebildeten Turbinen über der Bezugstemperatur T_m für den Betriebspunkt Takeoff bei Standardbedingungen. Daher können die Daten für den im System betrachteten Auslegungspunkt Takeoff angenommen werden. Die Bezugstemperatur stellt das Mittel aus Turbineneintritts- und Verdichteraustrittstemperatur dar [48].

Eine Randbedingung für die Auslegung des Kühlsystems ist durch eine im Gleichungssystem geforderte Turbinenzwischentemperatur (ITT-Inter-Turbine Temperature) von 800°C aus [43] gegeben. Diese Temperatur wird an der Station 43, also zwischen der HPT und der LPT, definiert und begrenzt somit auch die Turbineneintrittstemperatur der HPT. Bei der im betrachteten System gekühlten Turbine handelt es sich um eine einstufige Hochdruckturbine in einer dreiwelligen Konfiguration. Bei Betrachtung der Daten dieser Turbinenart im Diagramm ist z.T. eine große Streuung erkennbar. Aus diesem Grund wird zur Bestimmung des relativen gesamten Kühlluftdurchsatzes immer der Mittelwert zwischen den im Diagramm angedeuteten Geraden gebildet.

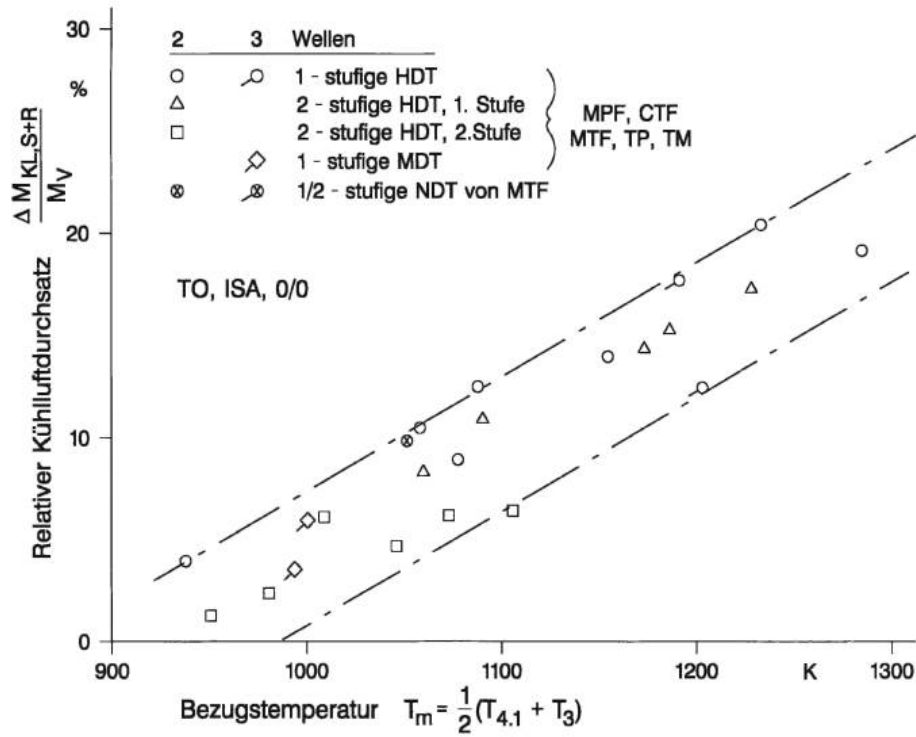


Abbildung 3.8.: Relativer Kühlluftdurchsatz durch Leit- und Laufrad [48]

Um dies direkt in GTlab implementieren zu können, werden beide Geraden durch Gleichungen beschrieben, die den relativen Kühlluftdurchsatz in Abhängigkeit der Bezugstemperatur angeben:

$$\left(\frac{\Delta M_{KL,S+R}}{M_V} \right)_{min} = T_m \cdot 0,0607 - 61,4213 \quad (3.5)$$

$$\left(\frac{\Delta M_{KL,S+R}}{M_V} \right)_{max} = T_m \cdot 0,0556 - 48,2611 \quad (3.6)$$

$\Delta M_{KL,S+R}$ stellt dabei den Kühlluftdurchsatz durch Stator und Rotor da und M_V steht für den Massenstrom des Hochdruckverdichters. Die Ergebnisse für den jeweiligen Betriebszustand werden dann gemittelt und ergeben so den endgültigen, gesamten relativen Kühlluftdurchsatz. Um darüber hinaus auch die Aufteilung dieses Kühlluftdurchsatzes für die Rotor- bzw. Stator Kühlung bestimmen zu können, wird Abb. 3.9 verwendet. Dargestellt ist der auf den Durchsatz des HPC bezogene Kühlluftdurchsatz im Bereich des Laufrades. Die Auftragung erfolgt erneut über der Bezugstemperatur und unter gleichen Bedingungen wie in Abb. 3.8. Der Bereich des Laufrades umfasst dabei die Scheibe, die Laufschaufeln sowie die Lauffläche bzw. die Gehäusepartie über den Laufschaufeln [48]. Das Vorgehen in diesem Fall ist das gleiche wie zur Bestimmung des gesamten relativen Kühlluftdurchsatzes. So werden auch in diesem Fall die beiden angedeuteten Geraden durch Gleichungen beschrieben:

$$\left(\frac{\Delta M_{KL,R}}{M_V} \right)_{min} = T_m \cdot 0,0301 - 30,1311 \quad (3.7)$$

$$\left(\frac{\Delta M_{KL,R}}{M_V} \right)_{max} = T_m \cdot 0,0299 - 27,8579 \quad (3.8)$$

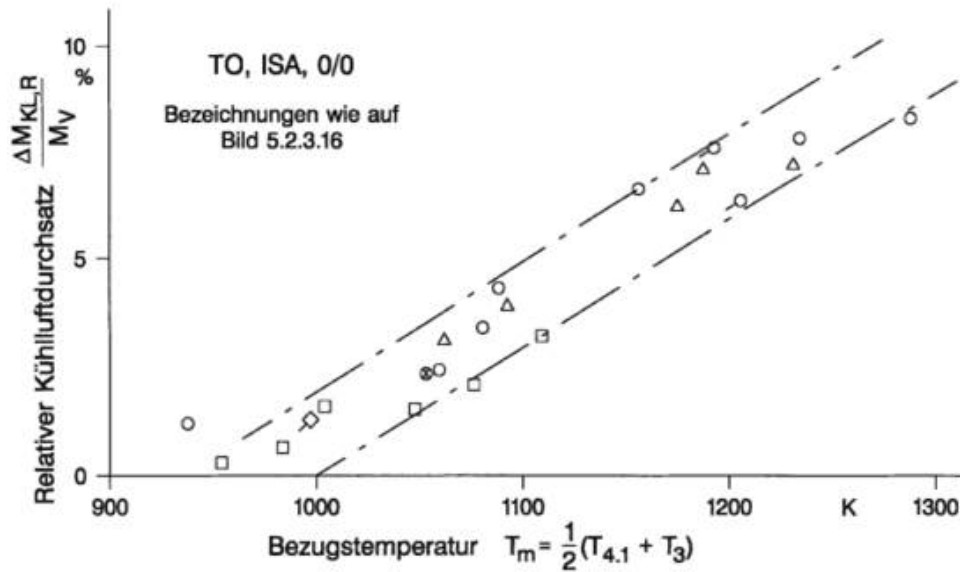


Abbildung 3.9.: Relativer Kühlluftdurchsatz im Bereich des Laufrades [48]

Die Ergebnisse werden in GTlab ebenfalls gemittelt, sodass man einen plausiblen Wert für den relativen Kühlluftmassenstrom durch den Bereich des Laufrades erhält. Bei der Aufteilung des gesamten Kühlluftdurchsatzes auf die drei Verbindungen zur HPT wird der Anteil im Bereich des Laufrades jeweils zur Hälfte auf die Verbindungen „1“ und „Rotor_work“ aufgeteilt. Da davon ausgegangen wird, dass der Stator der Turbine am meisten Kühlluftdurchsatz benötigt, erhält dieser den restlichen Teil des gesamten Kühlluftmassenstroms.

Um den Einfluss des relativen Kühlluftmassenstromes auf den Wirkungsgrad der gekühlten Turbine zu berücksichtigen, wird Abb. 3.10 verwendet. Neben dem polytropen, normierten Wirkungsgrad mit inbegriffenem Kühlungseinfluss ist auch der mittlere Einfluss der Kühlung auf den Turbinenwirkungsgrad angegeben. Die Auftragung dieser Parameter erfolgt über den relativen gesamten Kühlluftdurchsatz für Stator und Rotor. Genauer betrachtet wird bei dieser Abbildung die mit $\Delta\eta_{KL}$ bezeichnete Kurve. Diese gibt die Differenz zum polytropen Wirkungsgrad durch den Einsatz der Kühlluft an. Zu erkennen ist, dass der Turbinenwirkungsgrad mit größerem relativen Kühlluftmassenstrom sinkt. Unter einem Kühlluftdurchsatz von 10% ist der negative Effekt auf den polytropen Wirkungsgrad jedoch sehr klein. Die beschriebene Kurve wird dennoch durch eine quadratische Funktion beschrieben und ebenfalls in GTlab implementiert:

$$\Delta\eta_{KL} = 0,0068 \cdot \left(\frac{\Delta M_{KL,S+R}}{M_V} \right)^2 + 0,0985 \quad (3.9)$$

Die sich abhängig vom gesamten relativen Kühlluftmassenstrom ergebende Differenz $\Delta\eta_{KL}$ wird in die Gleichung zur Bestimmung des polytropen Wirkungsgrades der Hochdruckturbinen eingepflegt.

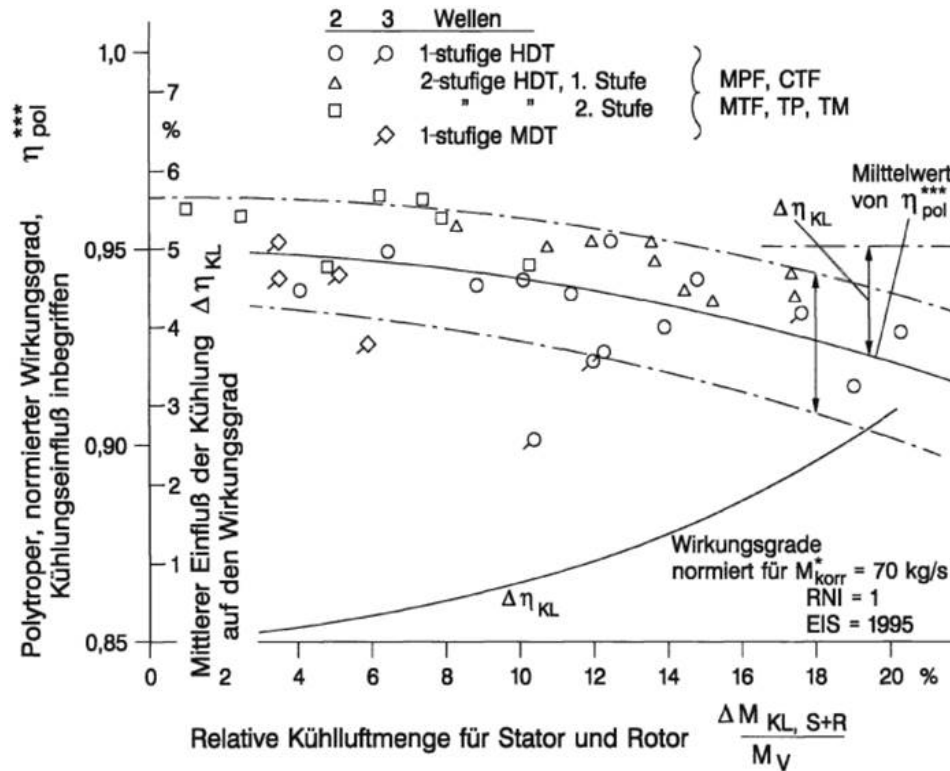


Abbildung 3.10.: Einfluss des relativen Kühlluftdurchsatzes auf den Turbinenwirkungsgrad [48]

3.2.3. Propellerkennfeld

Zur Beschreibung des Betriebsverhaltens eines Propellers ist ein zugehöriges Kennfeld erforderlich. Ein solches Kennfeld setzt sich aus drei verschiedenen Parametern zusammen. So wird für gewöhnlich der Leistungskoeffizient C_P über dem Fortschrittsgrad J aufgetragen. Des Weiteren enthält das Diagramm Wirkungsgradlinien des Propellers. Der Leistungskoeffizient wird durch folgenden Zusammenhang beschrieben [61]:

$$C_P = \frac{P_{Prop}}{\rho \cdot N^3 \cdot D^5} \quad (3.10)$$

Dabei stellt P_{Prop} die Propellerleistung dar. Die Flughöhe hat über die Dichte ρ eine Auswirkung auf den Koeffizienten. N steht für die Drehzahl des Propellers und D für den Propellerdurchmesser. Letztere beiden Parameter sind auch Teil der Beschreibung des Fortschrittsgrades [61]:

$$J = \frac{V_0}{N \cdot D} \quad (3.11)$$

Hinzu kommt nun die Fluggeschwindigkeit V_0 des Flugzeuges. Der Wirkungsgrad η_{Prop} bildet den Zusammenhang zwischen diesen Größen [61]:

$$\eta_{Prop} = J \cdot \frac{C_T}{C_P} \quad (3.12)$$

Bei C_T handelt es sich um den Schubkoeffizienten, der ähnlich definiert ist wie der Leistungskoeffizient [61]:

$$C_T = \frac{T_{Prop}}{\rho \cdot N^2 \cdot D^4} \quad (3.13)$$

Dabei stellt T_{Prop} den Propellerschub dar. Um das Kennfeld beschreiben zu können, müssen also Informationen zu den Werten dieser Parameter des Propellers bekannt sein. Dabei müssen die vorliegenden Daten einen möglichst großen Betriebsbereich abdecken. Bei dem Propeller des betrachteten Triebwerks handelt es sich um den Hamilton Standard HS568F [62]. Dieser stellt einen Propeller mit verstellbaren Blättern und konstanter Drehzahl dar [63]. In [64] finden sich die in Abb. 3.11 dargestellten Diagramme, die in Bezug auf die ATR72-500 und zugehörigen HS568F-Propellern erstellt wurden.

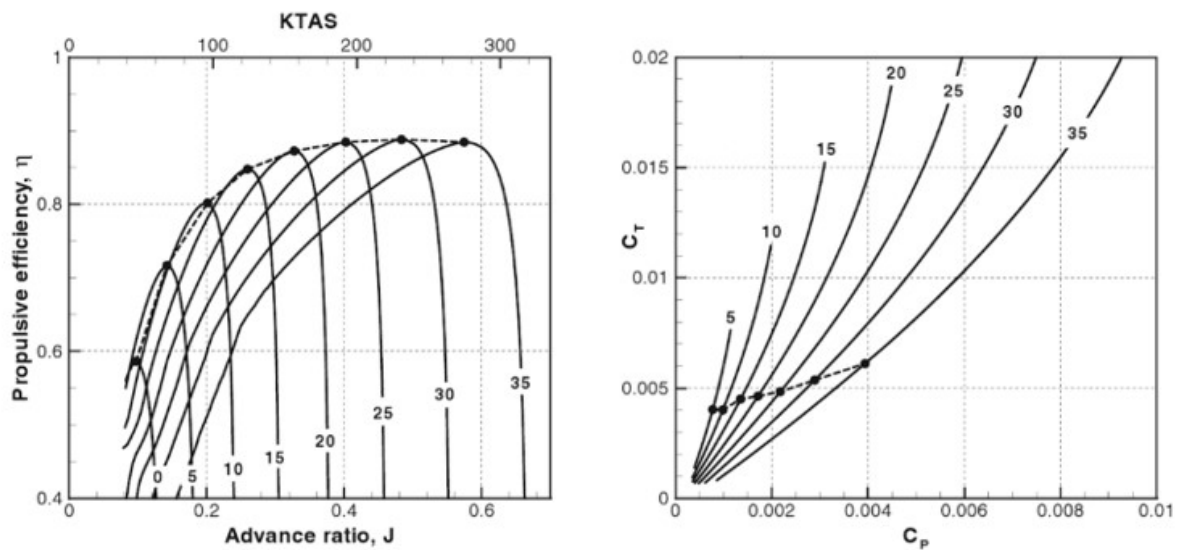


Abbildung 3.11.: Diagramme zur Beschreibung des HS568F-Propellers [64]

Zusammen enthalten die beiden Diagramme alle für die Erstellung eines Propellerkennfeldes erforderlichen Parameter. So ist im linken Diagramm der Vortriebswirkungsgrad des Propellers über dem Fortschrittsgrad aufgetragen. Das rechte Diagramm stellt den Schub über dem Leistungskoeffizienten dar. Die Kurven in den Diagrammen zeigen konstante Propellerblatteinstellungen an, über die beide Diagramme in Verbindung gebracht werden können. Aus den beiden Diagrammen muss nun eine Datenmenge der drei Parameter C_P , J und η_{Prop} erzeugt werden, um daraus das gesuchte Kennfeld erstellen zu können. Dazu werden die Diagramme zunächst aus der Buchquelle digitalisiert.

Den Kurven beider Diagramme werden dann abhängig von der Blattverstellung in kleiner Schrittweite alle zu Verfügung stehenden Parameterwerte zugeordnet. Für die Erzeugung des Kennfeldes wird im folgenden Schritt durch Gl. 3.12 eine Verbindung zwischen den Daten hergestellt. Auf diese Weise wird eine Datenmenge der Parameterwerten von C_P , J und η_{Prop} erzeugt. Im letzten Schritt muss aus diesen Daten ein Kennfeld erstellt werden. Dies wird mit Hilfe der sogenannten Gauß-Prozess-Regression, die auch als Kriging-Verfahren bekannt ist, durchgeführt. Das Kriging ist als Interpolationsmethode im Bergbau entstanden und basiert auf der räumlichen Abhängigkeit von Messpunkten [65].

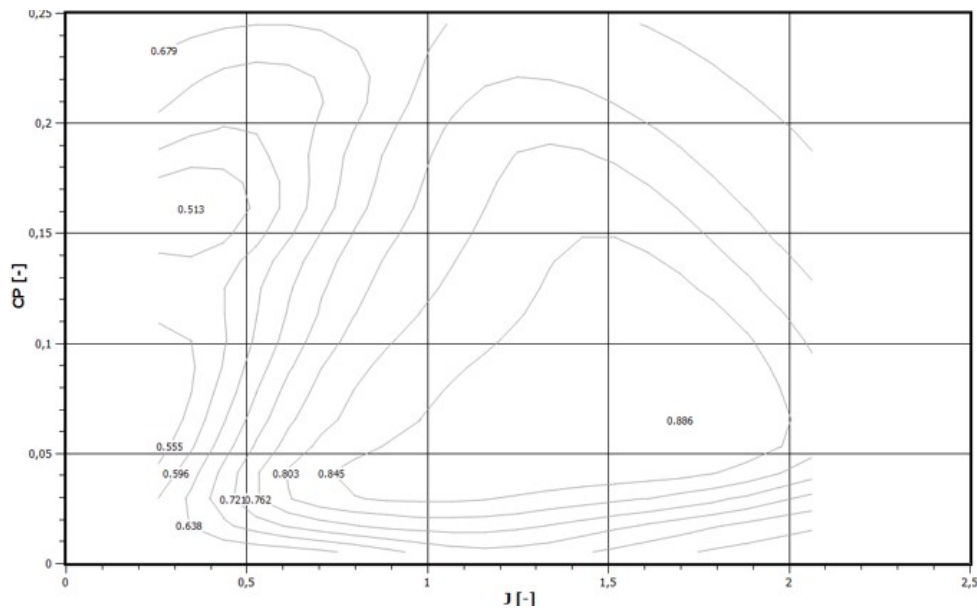


Abbildung 3.12.: Erzeugtes Propellerkennfeld

Mit Hilfe der Gauss-Prozess-Regression wird über einen überwachten maschinellen Lernprozess ein Zusammenhang zwischen den Daten gebildet [66]. Das sich ergebende Kennfeld ist in Abb. 3.12 dargestellt. Zu erkennen ist ein für ein Propellerkennfeld eher untypischer Verlauf. Wo übliche Kennfelder in Bereichen hohen Fortschrittsgrad und Leistungskoeffizienten auffächern, sind die Kurven im erzeugten Kennfeld geschlossen. Dies zeigt, dass die verwendeten Daten aus der Literaturquelle gerade diesen Bereich unzureichend abdecken. Das erstellte Propellerkennfeld kann aufgrund dieser „Verzerrung“ nicht für den gewählten Anwendungsfall genutzt werden, ohne die Ergebnisse der Rechnungen zu verfälschen. Verwendet wird also ein generisches Kennfeld aus [67].

Dieses weist den qualitativ richtigen Verlauf eines Propellerkennfeldes auf und ist in Anhang B abgebildet. Um aus diesem Kennfeld plausible Rechenergebnisse zu erhalten, wird es mit Hilfe von Daten aus dem erstellten Kennfeld skaliert. Verwendet werden dabei Werte aus dem Bereich geringer Fortschrittsgrade, in dem die Kurven einen plausiblen Verlauf aufweisen. Außerdem wird der maximale Wirkungsgrad aus dem erzeugten Kennfeld verwendet, um das generische Kennfeld auch im Bereich hoher Leistungskoeffizienten und Fortschrittsgrade zu beschreiben.

3.3. Betriebspunkte und Leistungsanforderungen

Um das Triebwerk in GTlab auslegen und validieren zu können, ist es erforderlich, Punkte zu definieren, in denen das Triebwerk bestimmte Vorgaben erfüllen soll. In diesen Punkten werden verschiedene Leistungsanforderungen und Umgebungsbedingungen an das Triebwerk gestellt. Abb. 3.13 zeigt den qualitativen Verlauf der angenommenen Flugmission bis zum Reiseflug aufgetragen über Flughöhe und -zeit. Eingezeichnet sind die vier Betriebspunkte, die im Rahmen dieser Arbeit betrachtet werden. Nach dem Takeoff folgt der Betriebspunkt „End of Field One Engine Inoperative“ (EoF OEI). Dieser definiert die Leistungsanforderungen an das zweite Triebwerk im Falle des Ausfalls des Ersten.

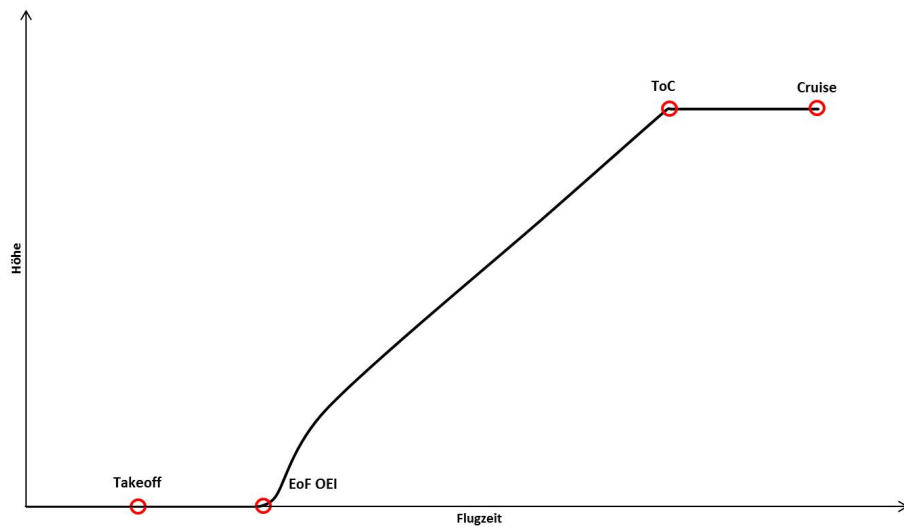


Abbildung 3.13.: Qualitativ aufgetragene Flugmission mit Betriebspunkten

Für einen solchen Fall sind bestimmte Reststeigraten vorgegeben, die das Flugzeug erfüllen muss. So wird bei Transportflugzeugen mit zwei Triebwerken ein Gradient von 2,4% gefordert [68]. Dieser Punkt ist in der dargestellten Flugmission nur hypothetisch vorhanden, da eine deutlich steilere Steigkurve eingezeichnet ist als es mit einem Triebwerk möglich wäre. Der letzte Punkt im Climb wird durch den „Top of Climb“ (ToC) definiert. Dieser Betriebspunkt ist über eine erhöhte Leistungsanforderung aus dem Reststeigflug gekennzeichnet und bildet den Übergang zum Reiseflug. Dieser wird durch den Betriebspunkt „Cruise“ dargestellt, welcher in der zeitlichen Mitte des Reiseflugsegmentes definiert wird. In Tab. 3.1 sind die Rahmenbedingungen Höhe, Machzahl und Temperaturdifferenz zur ISA-Standardatmosphäre für die einzelnen Betriebspunkte angegeben.

		Takeoff	EoF OEI	ToC	Cruise
H	[m]	0	0	6096	6096
Ma	[-]	0	0,174	0,375	0,407
ΔT_{ISA}	[K]	+20	+20	0	0

Tabelle 3.1.: Betriebspunkte - Rahmenbedingungen

Takeoff und EoF OEI sind auf Bodenhöhe definiert. So wird bei letzterem Punkt zwar schon rotiert und ein Steigwinkel angenommen, Höhe wird jedoch noch nicht gewonnen. Der Steigflug erfolgt bis zu einer Höhe von 20000 ft. Dabei handelt es sich um eine typische Missionshöhe dieses Regionalflugzeuges [69]. Beim Betriebspunkt Takeoff handelt es sich um einen statischen Punkt. Die Machzahl des Punktes EoF OEI bestimmt sich aus der Schallgeschwindigkeit auf Meereshöhe und der Geschwindigkeit V_2 des Flugzeuges aus [62]. Bei der Geschwindigkeit V_2 handelt es sich um die Minimalgeschwindigkeit, die im Falle eines Triebwerkausfalls bis zum Erreichen der sogenannten Beschleunigungshöhe gehalten werden muss. Der Flug bei dieser Geschwindigkeit stellt sicher, dass der minimale Steiggradient eingehalten wird und das Flugzeug kontrollierbar bleibt [70].

Die Geschwindigkeitsinformation für den Betriebspunkt ToC stammt aus der sogenannten BADA-Datenbank. „BADA“ steht für „Base of Aircraft Data“ und stellt eine von Eurocontrol zur Verfügung gestellte Datenbank dar, die wesentliche Flugmissionsparameter von Transportflugzeugen enthält. Verwendet wird eine TAS für den Steigflug mit hoher Flugzeugmasse in 20000 ft Höhe. Die durchschnittliche Reisefluggeschwindigkeit beträgt für die ATR72-600 nach [71] ca. 250 kt und wird im Rahmen dieser Arbeit auch für die ATR72-500 angenommen. Diese TAS kann dann in die angegebene Machzahl umgerechnet werden. Damit das Kühlsystem der Gasturbine für den höchst belasteten Fall ausgelegt werden kann, werden die Betriebspunkte Takeoff und EoF OEI mit einer im Vergleich zur Standardatmosphäre um 20K höheren Temperatur berechnet.

Im nächsten Schritt müssen die Leistungsanforderungen an das Triebwerk in den betrachteten Betriebspunkten definiert werden. Dies dient dem Zweck der Dimensionierung der Gasturbine. Der Takeoff wird dabei als einziger Punkt mit einer erforderlichen Wellenleistung beschrieben. Bei den restlichen Betriebspunkten wird der für den Antrieb des Flugzeuges nötige Schub berechnet. Dazu wird die allgemeine Schubgleichung im Steigflug verwendet [72]:

$$T_{AC} = D_{AC} + W_{AC} \sin \gamma \quad (3.14)$$

mit

$$\sin \gamma = \frac{V_c}{V} \quad (3.15)$$

Dabei steht V_c für die Vertikalgeschwindigkeit des Flugzeuges und V für die Geschwindigkeit parallel zur Flugbahn. Der Flugzeugwiderstand berechnet sich nach [73] folgendermaßen:

$$D_{AC} = \frac{C_D \cdot \rho \cdot (V_{TAS})^2 \cdot S}{2} \quad (3.16)$$

Neben der TAS wird der Widerstand zusätzlich durch die Dichte ρ , die Flügelfläche S sowie den Widerstandsbeiwert C_D beeinflusst. Letzterer setzt sich wiederum aus dem parasitären Widerstandsbeiwert C_{D0} , dem induzierten Widerstandsbeiwert C_{D2} und dem Auftriebsbeiwert C_L zusammen [73]:

$$C_D = C_{D0} + C_{D2} \cdot (C_L)^2 \quad (3.17)$$

Gleichung 3.17 gilt nach [73] für alle Flugsituationen, wenn die Werte der Widerstandsbeiwerte entsprechend der Konfiguration des Flugzeugs angepasst werden. Der Auftriebsbeiwert wird wie folgt definiert [73]:

$$C_L = \frac{2 \cdot m_{AC} \cdot g_0}{\rho \cdot (V_{TAS})^2 \cdot S \cdot \cos \phi} \quad (3.18)$$

Dabei stellt ϕ den Querneigungswinkel dar. Wird ohne Querneigungswinkel geflogen, wird der zugehörige Wert in der Gleichung zu eins. Setzt man nun die Gleichungen 3.17 und 3.18 in 3.16 ein, so ergibt sich:

$$D_{AC} = C_{D0} \cdot q \cdot S + \frac{C_{D2} \cdot W_{AC}^2}{q \cdot S} \quad (3.19)$$

Um eine möglichst übersichtliche Darstellung des Zusammenhanges zu erhalten, wurde der dynamische Druck q eingeführt. Dieser beschreibt das Produkt $0,5 \cdot \rho \cdot V^2$. Im letzten Schritt werden die Gleichungen 3.19 und 3.15 in die Schubgleichung 3.14 eingesetzt:

$$T_{AC} = C_{D0} \cdot q \cdot S + \frac{C_{D2} \cdot W_{AC}^2}{q \cdot S} + W_{AC} \cdot \frac{V_c}{V} \quad (3.20)$$

Gleichung 3.20 wird mit Werten aus der BADA-Datenbank verifiziert und dient im Folgenden zur Berechnung des erforderlichen Schubes zum Antrieb des Flugzeuges in den definierten Betriebspunkten. Um den Zusammenhang zwischen Schub und Leistungsabgabe des Propellers zu bilden, wird Gl. 3.12 nach C_P umgeformt:

$$C_P = J \cdot \frac{C_T}{\eta_{Prop}} \quad (3.21)$$

Im nächsten Schritt wird Gl. 3.13 in Gl. 3.21 eingesetzt. Die sich ergebende Gleichung wird nach der Propellerleistung aufgelöst und durch Kürzen ergibt sich:

$$P_{Prop} = \frac{J}{\eta_{Prop}} \cdot T_{Prop} \cdot N \cdot D \quad (3.22)$$

Die so in Beziehung gesetzten Größen P_{Prop} , η_{Prop} und T_{Prop} sind in Tab. 3.2 in Bezug auf die vier betrachteten Betriebspunkte dargestellt. Die berechneten Werte sind aufgerundet. Hervorgehoben sind die Größen, die bei der Leistungssyntheserechnung berücksichtigt werden. Dazu gehören im Auslegungspunkt der statische Propellerwirkungsgrad, der abgeschätzt und zur Beschreibung des Propellers direkt in das Modell implementiert wird, und die im Gleichungssystem geforderte Leistung des Propellers. Diese stammt aus dem Type Certificate Data Sheet (TCDS) der EASA [43].

Da der Zusammenhang 3.22 nur für ein Flugzeug in Bewegung gilt, wird der statische Schub des Triebwerks grob mit Hilfe von [74] abgeschätzt. Bei den Off-Design-Punkten wird jeweils der erforderliche Schub in die Gleichungssysteme übernommen. Der Wirkungsgrad η_{Prop} beim Betriebspunkt EoF OEI ist aus dem Bereich geringer Fortschrittsgrade des in Abschnitt 3.2.3 erzeugten Propellerkennfeldes. Der Propellerwirkungsgrad im Cruise entspricht dem maximalen Wirkungsgrad dieses Kennfeldes. Beide Werte werden verwendet, um im Auslegungspunkt iterativ das generische Kennfeld zu skalieren. Die nicht hervorgehobenen Daten dienen lediglich dazu, eine Vorstellung der Größenordnung dieser Werte zu bekommen. In der Leistungssyntheserechnung mit Hilfe von GTab werden die genauen Werte dieser Parameter berechnet.

		Takeoff	EoF OEI	ToC	Cruise
T_{Prop}	[kN]	33	22	7,4	5,8
η_{Prop}	[-]	0,6	0,65	0,85	0,886
P_{Prop}	[kW]	2051	2000	1100	850

Tabelle 3.2.: Betriebspunkte - Leistungsanforderungen

3.4. Leistungsrechnung

In diesem Abschnitt sollen die wichtigsten Aspekte der Leistungsrechnung vom erstellten Modell dargelegt werden. Dazu werden zunächst die aufgestellten Gleichungssysteme bzw. Iterationsschemata vorgestellt. Im Anschluss daran findet eine Validierung der Ergebnisse dieser Rechnung statt.

3.4.1. Gleichungssysteme und Iterationsschemata

Im Folgenden werden das Gleichungssystem für die Design Rechnung und das Iterationsschema für die Off-Design Rechnungen beschrieben. Obwohl in den Off-Design-Punkten ebenfalls Gleichungssysteme aufgestellt werden, werden diese im Rahmen dieser Arbeit aufgrund des erforderlichen iterativen Lösungsvorgangs als Iterationsschemata bezeichnet.

Design Rechnung Zur Leistungssyntheserechnung des Auslegungspunktes wird das in Tab. 3.3 dargestellte Gleichungssystem aufgestellt. Der Auslegungspunkt Takeoff wird im Bodenstandfall gerechnet. So sind die Umgebungsbedingungen Höhe und Machzahl beide Null. Um das Kühlsystem für die maximale Belastung auszulegen, wird eine Temperaturdifferenz ΔT_{ISA} von $+20K$ in diesem Punkt definiert. Die abhängigen Variablen enthalten bestimmte Parameterwerte, auf die das Gleichungssystem hin gelöst werden soll. Zu diesen gehört das Druckverhältnis am Austritt der Düse, das bei dem Turboprop auf einen Wert von 1,1 geschätzt wird. Das bedeutet, dass nur ein kleiner Anteil am Gesamtschub durch das aus der Düse expandierende Gas geleistet wird. Des Weiteren stellt die bereits erwähnte Leistungsanforderung am Propeller eine abhängige Variable dar. Durch die Definition der Propellerleistung in GTlab beschreiben die 2051 kW die Leistung auf der Antriebswelle direkt am Propeller. Da unter den definierten Takeoff-Bedingungen in diesem Fall die größten Temperaturen im Betrieb der Gasturbine auftreten, ist die ITT von $800^{\circ}C$ (1073,15 K) als Limit ebenfalls als abhängige Variable festgehalten.

Die restlichen Dependents beschreiben die Wirkungsgrade der Turbokomponenten (siehe Abschnitt 3.2.1). So wird jeweils der als Expression in GTlab definierte, massenstromabhängige, polytrope Wirkungsgrad $\eta_{pol,calc}$ dem polytropen Wirkungsgrad der Komponente gleichgesetzt. Damit die polytropen Wirkungsgrade im Auslegungspunkt verändert werden können, um diese Bedingung zu erfüllen, werden sie im Gleichungssystem als unabhängige Variablen definiert. Auf diese Weise ist kein manuelles „Nachziehen“ der Werte nötig. Um darüber hinaus auch die Leistungsanforderungen im Gleichungssystem erfüllen zu können, werden das Kraftstoff-Luftverhältnis FAR , der Leistungskoeffizient des Propellers im Auslegungspunkt $C_{P,Design}$ sowie der Massenstrom durch das Kerntriebwerk als unabhängige Variablen definiert. Der als Expression berechnete erforderliche Kühlluftmassenstrom wird nicht ins Gleichungssystem übernommen und muss inklusive der Aufteilung zwischen Stator und Rotor manuell ins Modell implementiert werden.

Independent		Dependent		
Combustor	FAR	Nozzle	p_{tot}/p_s	1,1
Propeller	$C_{P,design}$	Propeller	P_{Prop}	2051 kW
FlowStart	W_{Core}	ITT	$S43.T$	1073,15 K
LPC	$\eta_{pol,Des}$	LPC	$\eta_{pol,LPC}$	$\eta_{pol,LPC,calc}$
HPC	$\eta_{pol,Des}$	HPC	$\eta_{pol,HPC}$	$\eta_{pol,HPC,calc}$
HPT	$\eta_{pol,Des}$	HPT	$\eta_{pol,HPT}$	$\eta_{pol,HPT,calc}$
LPT	$\eta_{pol,Des}$	LPT	$\eta_{pol,LPT}$	$\eta_{pol,LPT,calc}$
PWT	$\eta_{pol,Des}$	PWT	$\eta_{pol,PWT}$	$\eta_{pol,PWT,calc}$

Tabelle 3.3.: Gleichungssystem im Auslegungspunkt

Off-Design Rechnung Da der Lösungsweg bei der Leistungsrechnung von Off-Design-Punkten wie in Abschnitt 2.5 beschrieben iterativer Natur ist, werden Iterationsschemata aufgestellt. Bei diesen handelt es sich wie bei der Design Rechnung ebenfalls um Gleichungssysteme. Tab. 3.4 zeigt das Iterationsschema zur Berechnung der Off-Design-Punkte der modellierten Gasturbine. Im Iterationsschema werden zusätzlich die Umgebungsbedingungen in Form der „Boundary Conditions“ festgelegt. Dazu gehört neben der Flughöhe und -Machzahl auch die Abweichung von der ISA-Standardtemperatur. Im Betriebspunkt EoF OEI wird diese genau wie im Auslegungspunkt auf $+20K$ definiert. Bei den anschließenden Off-Design-Punkten ToC und Cruise wird diese jeweils auf null gesetzt. Ebenfalls abweichend zum Gleichungssystem im Design wird nun der Triebwerksschub als abhängige Variable definiert. Der Index „N“ steht für Netto und beschreibt damit die Art des Schubes. Bei diesem handelt es sich um den Schub, der effektiv als Vortriebskraft wirkt. Ihm gegenüber steht der Brutto-Schub, der nur die Vortriebskraft des Austrittsstrahls berücksichtigt und nicht den Teil der zur Überwindung des Eintrittimpulses aufgewendet werden muss [75].

Bei den restlichen Dependents handelt es sich um „Error-Größen“. Größen dieser Bezeichnung beschreiben Differenzen, die z.B. bei der Ermittlung der zugehörigen Werte aus den Komponentenkennfeldern entstehen. So handelt es sich bei den Turbokomponenten in diesem Fall jeweils um die Massenstromdifferenz W_{err} . Die Austrittsdüse wird über den Druckfehler p_{err} beschrieben und die mechanischen Wellen über die Leistungsdifferenz PW_{err} . Letztere stellt sicher, dass die Antriebsleistung abzüglich mechanischer Verluste am Ausgang der Welle anliegt. So werden alle Differenzen im Rechenprozess auf null iteriert.

Die Parameter, die dem Programm dazu zur Verfügung stehen, sind unter den unabhängigen Variablen aufgelistet. Ähnlich wie zum Gleichungssystem des Auslegungspunktes werden auch in diesem Fall die Größen FAR , C_P und W_{Core} berücksichtigt, um die Leistungsanforderungen des Systems erfüllen zu können. Damit die Error-Größen aus der Kennfeld-Rechnung auf null iteriert werden können, werden die Parameter $BETA$ der Turbokomponenten als Independents freigegeben. Durch die Definition dieser Größen als unabhängige Variable ist eine „Bewegung“ im jeweiligen Kennfeld möglich, so dass die Massenstromdifferenzen der Turbokomponenten auf null iteriert werden können.

Boundary Conditions		Independent		Dependent	
FlowStart	H	Combustor	FAR	Engine	T_N
FlowStart	Ma	Propeller	C_P	Nozzle	p_{err}
FlowStart	ΔT_{ISA}	FlowStart	W_{Core}	PW-Shaft	PW_{err}
		LPC	$BETA$	LPC	W_{err}
		HPC	$BETA$	HPC	W_{err}
		HPT	$BETA$	HPT	W_{err}
		LPT	$BETA$	LPT	W_{err}
		PWT	$BETA$	PWT	W_{err}
		LP-Shaft	N	LP-Shaft	PW_{err}
		HP-Shaft	N	HP-Shaft	PW_{err}

Tabelle 3.4.: Iterationsschema in den Off-Design-Punkten

Aus einem ähnlichen Grund werden die mechanischen Drehzahlen der Nieder- und Hochdruckwellen freigegeben. So soll auf die Parameter PW_{err} der Wellen auf Seiten der Dependents reagiert werden. Die Drehzahl der Antriebswelle wird allerdings nicht freigegeben, da es sich um eine Constant-Speed-Konfiguration handelt.

Bei Verwendung der vorgestellten Gleichungssysteme bzw. Iterationsschemata wird eine Konvergenz der Leistungssyntheserechnung erreicht. Die Ergebnisse sollen im Folgenden vorgestellt und validiert werden.

3.4.2. Auswertung

Im Folgenden werden die erzielten Ergebnisse der Leistungsrechnung des modellierten Triebwerks dargestellt. Anschließend werden diese Ergebnisse validiert.

Ergebnisse Die Ergebnisse der Leistungssyntheserechnung der wesentlichsten Parameter der vier definierten Betriebspunkte finden sich in Tab. 3.5 wieder. Der Vollständigkeit halber sind auch die Rahmenbedingungen in Form der ersten drei Parameter mit aufgenommen. Anschließend folgen die Leistungsanforderungen in Form von Schub und Leistung. Der Wirkungsgrad des Propellers ist in den Punkten ToC und Cruise fast gleich.

Parameter	Einheit	Takeoff	EoF OEI	ToC	Cruise
H	m	0	0	6096	6096
Ma	-	0	0,174	0,375	0,407
ΔT_{ISA}	K	+20	+20	0	0
T_N	kN	36,99	22,00	7,40	5,80
P_{Prop}	kW	2051	1934	938	806
η_{Prop}	-	0,600	0,651	0,885	0,886
W_{Core}	kg/s	10,87	10,73	5,89	5,63
W_{Fuel}	kg/s	0,172	0,162	0,072	0,063
$S4.T$	K	1324,6	1291,0	1082,3	1030,3
ITT	K	1073,2	1045,0	870,0	826,8
$\Delta M_{KL,S+R}/M_V$	-	0,047	0,047	0,047	0,047
Π_C	-	15,77	15,03	15,18	13,92
$\eta_{pol,LPC}$	-	0,884	0,892	0,892	0,904
$\eta_{pol,HPC}$	-	0,878	0,880	0,880	0,883
$\eta_{pol,HPT}$	-	0,809	0,809	0,807	0,807
$\eta_{pol,LPT}$	-	0,859	0,858	0,857	0,854
$\eta_{pol,PWT}$	-	0,884	0,887	0,894	0,891

Tabelle 3.5.: Ergebnisse der Leistungsrechnung - PW127F-Modell

Dies liegt daran, dass diese Punkte bezüglich der Rahmenbedingungen sehr nahe beieinanderliegen. Die Massenströme M_{Core} und M_{Fuel} sinken im Verlauf der Mission deutlich ab. Zwischen der Turbineneintrittstemperatur und der ITT liegt ein großer Sprung. Dies liegt zum einen an dem Abbau der Temperatur durch Expansion des Gases in der HPT und zum anderen an dem zugeführten Kühlluftmassenstrom. Anschließend aufgeführt ist der erforderliche relative Kühlluftdurchsatz durch Stator und Rotor der HPT bezogen auf den Massenstrom durch den Hochdruckverdichter. Er wird im Auslegungspunkt Takeoff durch das in Abschnitt 3.2.2 beschriebene Verfahren auf ca. 4,7% festgelegt und über die gesamte Mission beibehalten. Der Parameter Π_C stellt das Druckverhältnis p_3/p_2 über die beiden Radialverdichter dar. So hat dieses Verhältnis im Auslegungspunkt den Wert 15,77 und nimmt in den anschließenden Punkten ab.

Die Verdichter weisen höhere polytrope Wirkungsgrade mit steigenden Betriebspunkten auf. So werden die größten η_{pol} im Reiseflug erreicht. Zu erkennen ist diese Tendenz bei Betrachtung der Betriebspunkte in den zugehörigen Kennfeldern. Abb. 3.14 zeigt das zum LPC gehörende Kennfeld mit eingetragenen Betriebspunkten. Ebenfalls eingezeichnet ist die Linie, auf der die Betriebspunkte des LPCs liegen. Da der reduzierte, standardisierte Massenstrom mit dem geringeren Leistungsbedarf und der größeren Höhe sinkt, verschieben sich die Betriebspunkte in Richtung der Pumpgrenze und höherer Wirkungsgrade. Eingezeichnet sind dabei die isentropen Verdichterwirkungsgrade. Die entsprechende Linie im Falle des Hochdruckverdichters weist einen ähnlichen Verlauf auf, wobei die Betriebspunkte deutlich näher zusammen liegen.

Die polytropen Wirkungsgrade der Leistungsturbine steigen ebenfalls mit den Betriebspunkten an. Der maximale Wirkungsgrad wird in diesem Fall bereits im ToC erreicht. Die Turbinen des Nieder- und Hochdruckbereichs weisen im Vergleich zu den Verdichtern einen genau entgegengesetzten Verlauf auf und erreichen ihre maximalen polytropen Wirkungsgrade im Auslegungspunkt. Dieser Verlauf ist z.B. im Kennfeld der Niederdruckturbine in Abb. 3.15 zu erkennen.

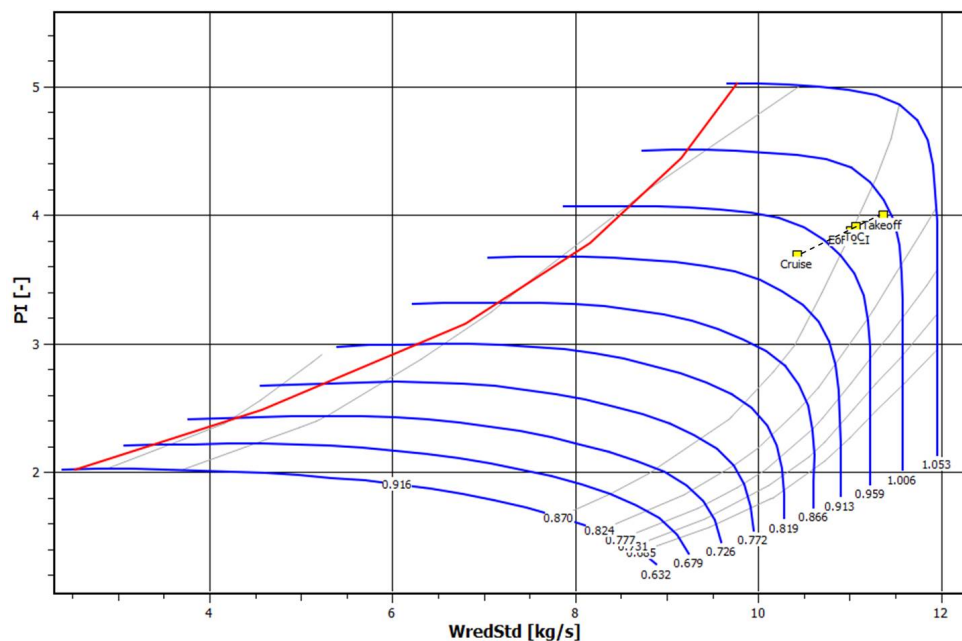


Abbildung 3.14.: Kennfeld des LPCs mit eingetragenen Betriebspunkten

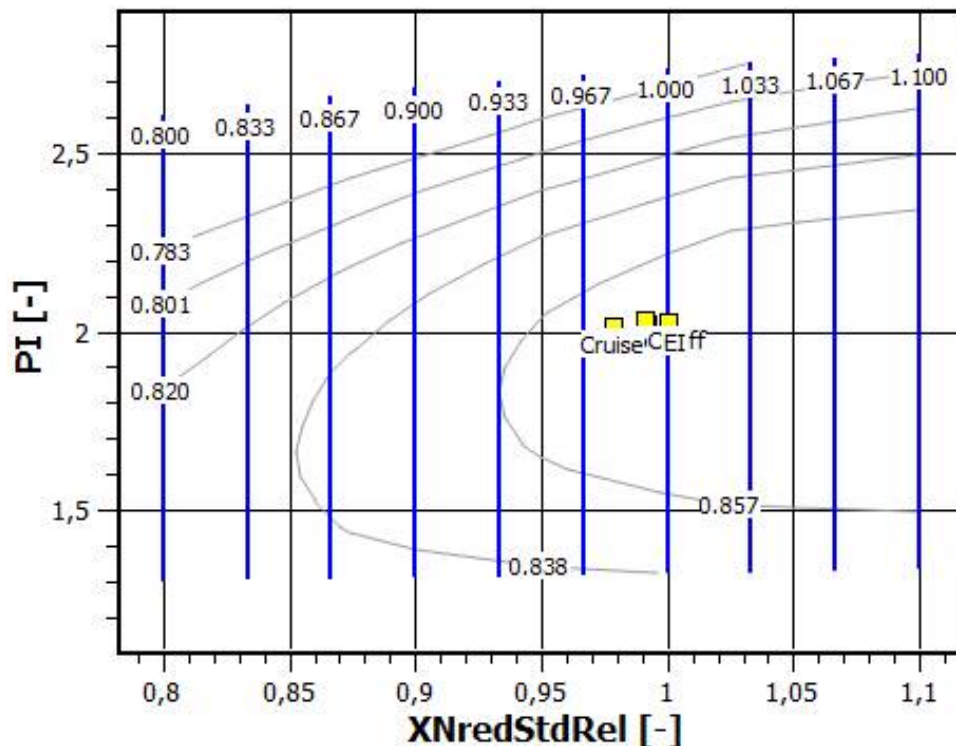


Abbildung 3.15.: Kennfeld der LPT mit eingetragenen Betriebspunkten

Da die reduzierte, standardisierte, relative Drehzahl der Turbine mit der Leistungsanforderung im Verlauf der Mission fällt, verschieben sich hier die Betriebspunkte in Richtung geringerer Wirkungsgrade.

Beim Vergleich der polytropen Komponentenwirkungsgrade im Design fällt auf, dass die Turbokomponenten im Niederdruckbereich höhere Werte aufweisen, als die im Hochdruckbereich. Zu begründen ist dieser Zusammenhang mit der Gleichung, die diesen Wirkungsgraden zugrunde liegt. So ist der polytrope Wirkungsgrad nach Gl. 2.7 lediglich vom korrigierten Massenstrom abhängig, welcher im Hochdruckbereich fällt.

Validierung Die vorgestellten Ergebnisse sollen im Folgenden mit Hilfe von recherchierten Daten auf ihre Plausibilität überprüft werden. Ziel der Modellierung war wie bereits erwähnt nicht das exakte Nachmodellieren eines bestehenden Triebwerks, sondern eher dessen Konfiguration zu verwenden und mit möglichst realistischen Daten zu unterfüttern. Mit Hilfe der Validierung soll nun geprüft werden, wie nah die Modellierung der bestehenden Gasturbine kommt. Als Datenbasis dazu dient die Emissionsdatenbank zu Turboprop-Triebwerken der FOI. Bei der FOI handelt es sich um die schwedische Behörde für Verteidigung und Forschung.

Zur Validierung des Modells werden drei FOI-Betriebspunkte nachgerechnet. Die Besonderheit bei Betriebspunkten dieser Art ist, dass sie für den Bodenstandfall unter ISA-Bedingungen gerechnet werden. Die Leistungsanforderung an die Gasturbine wird bei der FOI-Datenbank über die Wellenleistung im Verhältnis zur maximalen Takeoff-Leistung angegeben. So ist der erste Betriebspunkt Takeoff mit 100% gekennzeichnet.

Die zwei weiteren Betriebspunkte Climb Out und Approach werden über 85% bzw. 30% Takeoff-Leistung beschrieben. Um die Werte für den Treibstoffmassenstrom in diesen Punkten vergleichen zu können, werden die Boundary Conditions auf den Bodenstandfall unter ISA-Bedingungen angepasst. Außerdem wird von einer Schub- in eine Leistungsanforderung umgestellt. Die Betriebspunkte und dazugehörige Rechenergebnisse sind in Tab. 3.6 zusammengefasst.

Es zeigen sich bei den ersten beiden Betriebspunkten Abweichungen von unter 3% was den Treibstoffmassenstrom angeht. Beim Takeoff-Punkt liegt M_{Fuel} des erstellten Modells dabei ca. 1,8% unter dem der FOI-Datenbank. Beim ersten Off-Design-Punkt liegt der errechnete Treibstoffmassenstrom ca. 2,8% über dem Wert von der FOI. Lediglich der Betriebspunkt Approach weist mit ca. 12,6% eine große Abweichung zwischen berechnetem und vorliegendem Wert auf. Die Abweichung wird im Hinblick auf die definierten Betriebspunkte bis zum Reiseflug jedoch als akzeptabel befunden. Somit gilt das entworfene Modell als valide Grundlage für die Neuauslegung der Gasturbine.

		Takeoff (100%)	Climb Out (85%)	Approach (30%)
P_{Prop}	kW	2051	1743,35	615,3
$M_{Fuel,FOI}$	kg/s	0,1664	0,1380	0,0818
$M_{Fuel,Calc}$	kg/s	0,1633	0,1419	0,0715
Abweichung	-	0,0184	0,0284	0,1259

Tabelle 3.6.: FOI-Betriebspunkte und Nachrechnung

4. Neuauslegung der Gasturbine

In diesem Abschnitt wird basierend auf der Konfiguration und den Ergebnissen des Referenztriebwerks eine Neuauslegung der Gasturbine durchgeführt. Bei dieser soll es sich um eine moderne Gasturbine auf heutigem Technologiestand handeln. Nach der Auslegung wird sie in den hybrid-elektrischen Antriebsstrang integriert. Ziel dabei ist es, die Auswirkungen der elektrischen Komponenten auf die Parameterwerte der Gasturbine zu untersuchen.

4.1. Modellierung

Um eine moderne Gasturbine abbilden zu können, werden neue Werte zum Beschreiben ausgewählter Systemparameter benötigt. Zu diesen Parametern zählen zunächst wieder die Wirkungsgrade der Turbokomponenten. Anschließend wird auf das Temperaturniveau in der Gasturbine und das Verdichterdruckverhältnis eingegangen.

4.1.1. Komponentenwirkungsgrade

Die Entwicklung der polytropen Wirkungsgrade der Komponenten spielt eine große Rolle bei der Abbildung einer modernen Gasturbine. Aufgrund der Datenlage wird dabei lediglich auf die Turbokomponenten eingegangen. Zu Komponenten wie Brennkammer oder mechanischen Wellen fehlen verlässliche Daten, um eine plausible Entwicklung darstellen zu können. Die Parameterwerte der betroffenen Komponenten werden in Bezug auf das modellierte Referenztriebwerk nicht verändert. Das Vorgehen bei der Ermittlung der neuen polytropen Wirkungsgrade basiert auf den gleichen Datenquellen wie in Abschnitt 3.2.1.

Der Verlauf der in den verwendeten Diagrammen dargestellten Entwicklung der Wirkungsgrade wird nun auf das Jahr 2010 extrapoliert. Die Wahl dieses Jahres gründet auf der Annahme eines modernen Technologiestandes zum heutigen Zeitpunkt. Da Technologieentwicklungen in der Luftfahrt meist viele Jahre zur Inbetriebnahme benötigen, wird damit ein vom heutigen Stand (2018) etwas zurückliegendes Jahr gewählt. Ziel dieser Annahme ist es, ein Triebwerk mit heute verfügbaren Technologien abzubilden und nicht eines aus heute erreichbaren Technologieentwicklungen. Um die verwendeten Diagramme nicht noch einmal darzustellen, sind diese in Anhang C mit eingezeichneter Extrapolation dargestellt.

Verdichter Die polytropen Wirkungsgrade des Radialverdichters werden basierend auf Abb. C.1 ermittelt. Dabei werden mit Hilfe der angegebenen Punkte im Diagramm in Bezug auf die zwei Stufen von Radialverdichtern Entwicklungen prognostiziert. Zum $EIS = 2010$ werden dann die sich jeweils ergebenden Werte für η_{pol}^* abgelesen und in die Gleichungen zur Berechnung der polytropen Wirkungsgrade der Radialverdichter im Design in GTabl implementiert. Die Änderungen dieser Wirkungsgrade im Vergleich zum Referenztriebwerk sind für den Auslegungspunkt in Tab. 4.1 dargestellt.

		Referenztriebwerk	Neuauslegung
$\eta_{pol,LPC}$	[-]	0,884	0,887
$\eta_{pol,HPC}$	[-]	0,878	0,880

Tabelle 4.1.: Polytrope Verdichterwirkungsgrade von Referenz und Neuauslegung

Zu erkennen ist, dass die polytropen Verdichterwirkungsgrade bei Verwendung eines höheren Technologiestandes ansteigen. Dieser Anstieg ist allerdings nicht besonders groß. Dies wird deutlich durch Betrachtung der Extrapolation im verwendeten Diagramm. Die dadurch entstehenden Entwicklungen weisen nur eine geringe Steigung auf. So werden aus den statistischen Daten die geringen Potentiale der Radialverdichtertechnologie deutlich. Des Weiteren ist auch der Größeneffekt bereits berücksichtigt, da für die Rechnung vorgreifend die sich ergebende neue Gasturbine verwendet wird. Diese kann aufgrund eines effizienteren Kreisprozesses kleiner ausgelegt werden. Daher fällt der durchgesetzte Kernmassenstrom ab, was nach Gl. 2.7 zu einem kleineren polytropen Wirkungsgrad des Verdichters führt. Dieser Effekt wird also zusätzlich von der höheren Technologiereife aus dem Diagramm abgezogen.

Turbinen Zur Ermittlung der polytropen Turbinenwirkungsgrade wird das gleiche Verfahren angewandt wie bereits bei den Verdichtern. Im Falle der HPT und LPT wird dazu Abb. C.2 verwendet. Dabei werden die mittlere und die obere Kurve extrapoliert. An diesen beiden Kurven orientiert sich dann auch die Extrapolation der Wirkungsgrade, deren Ausgangspunkte weiterhin durch waagerechte gestrichelte Linien gekennzeichnet sind. Zur Ermittlung der polytropen Wirkungsgrade der Leistungsturbine wird ähnlich vorgegangen. Hierbei wird Abb. C.3 verwendet. Extrapoliert wird lediglich die mittlere eingezeichnete Linie im Diagramm. Die Extrapolation des verwendeten Punktes der zweistufigen Niederdruckturbine aus einem Turboprop-Triebwerk orientiert sich ausschließlich an dieser Kurve. Die sich ergebenden Wirkungsgrade im Auslegungspunkt sind im Vergleich zum Referenztriebwerk in Tab. 4.2 zusammengefasst. Man erkennt eine Steigerung des polytropen Wirkungsgrades für jede der im System enthaltenen Turbinen.

		Referenztriebwerk	Neuauslegung
$\eta_{pol,HPT}$	[-]	0,809	0,864
$\eta_{pol,LPT}$	[-]	0,859	0,910
$\eta_{pol,PWT}$	[-]	0,884	0,931

Tabelle 4.2.: Polytrope Turbinenwirkungsgrade von Referenz und Neuauslegung

Zusammenfassung Um einen besseren Überblick über die Veränderung der polytropen Komponentenwirkungsgrade zu erhalten, sind die ermittelten Daten in Abb. 4.1 in Abhängigkeit der berechneten Betriebspunkte festgehalten. Dargestellt sind die absoluten Änderungen der polytropen Wirkungsgrade der Turbokomponenten. Das Referenztriebwerk liegt dabei auf der Ordinate des Diagramms. Eingetragen sind dementsprechend die absoluten Änderungen der polytropen Komponentenwirkungsgrade der Neuauslegung in Bezug auf die Referenz. Zu sehen ist, dass die Wirkungsgrade jeder betrachteten Komponente positive Veränderungen aufweisen. Die Neuauslegung wirkt sich also gut auf die Komponentenwirkungsgrade aus. Unter der Neuauslegung wird vorgreifend die abgeschlossene Auslegung der neuen Gasturbine verstanden, sodass bereits alle betrachteten Aspekte bei dieser Auswertung mit einbezogen sind. Dazu gehört auch der Größeneinfluss der Gasturbine.

So wirkt sich der sinkende Kernmassenstrom negativ auf die betrachteten Wirkungsgrade aus. Die Potentiale der Effizienzsteigerungen der Turbokomponenten können diesen Einfluss jedoch überkompensieren. Dabei weist der Hochdruckverdichter im Auslegungspunkt das geringste Entwicklungspotential aller Turbokomponenten auf. Der Niederdruckverdichter weist ein größeres Potential zur Wirkungsgradsteigerung auf. Zu begründen ist dies mit den konvergierenden Extrapolationslinien im entsprechenden Diagramm. Dieser Effekt kehrt sich allerdings in den Off-Design-Punkten EoF OEI und ToC um. Hierbei handelt es sich um Kennfeldeffekte. Aufgrund der Neuauslegung werden auch die Komponentenkennfelder entsprechend anders skaliert. Durch leicht unterschiedliche Positionen der Betriebspunkte in den entsprechenden Kennfeldern kommt es zu der Variation der absoluten Änderungen.

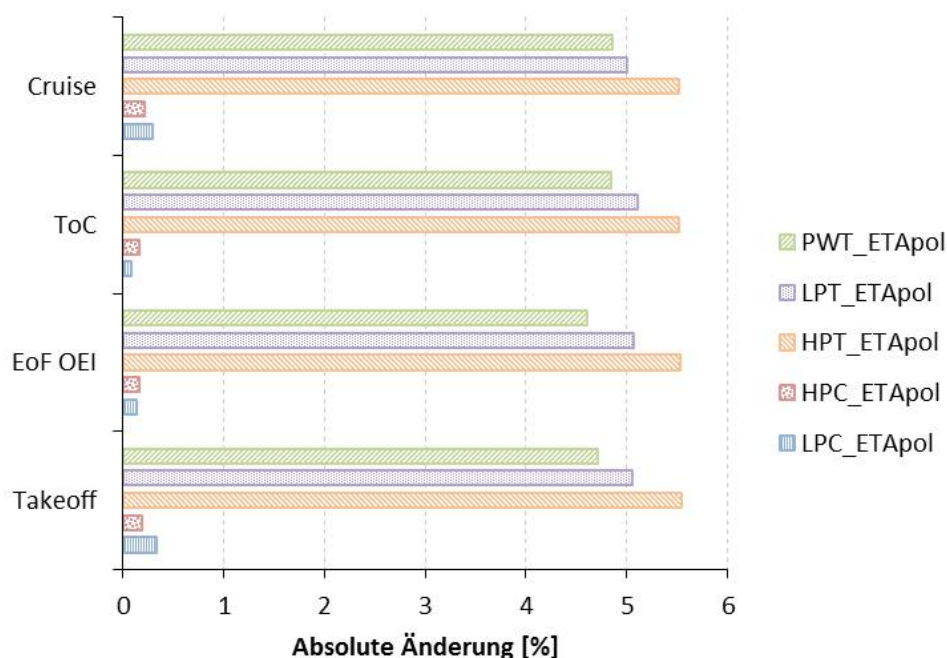


Abbildung 4.1.: Vergleich polytroper Komponentenwirkungsgrade Referenztriebwerk - Neuauslegung

Wie in Abb. 3.14 am Beispiel des Referenztriebwerkes zu erkennen ist, bilden Takeoff und Cruise die beiden äußeren Betriebspunkte, während EoF OEI und ToC dazwischen liegen. Durch die Nähe dieser beiden Punkte weisen sie die gleiche Tendenz der Änderungen von η_{pol} auf. Aufgrund der starken Steigung der Linien im Diagramm für die Hoch- und Mitteldruckturbinen weist die HPT trotz des negativen Kühlluftinflusses in allen Betriebspunkten die größte absolute Änderung des polytropen Wirkungsgrades mit ca. 5,5% auf. Obwohl die Wirkungsgrade der HPT und LPT aus demselben Diagramm abgelesen werden, unterscheiden sie sich leicht. Dies liegt daran, dass die Extrapolation der zugehörigen Punkte im Diagramm anhand unterschiedlicher Linien erfolgt ist. Die Leistungsturbine weist mit unter 5% das schwächste Wirkungsgradwachstum der Turbinen auf.

4.1.2. Temperaturniveau der Gasturbine

Der thermodynamische Kreisprozess der Gasturbine wird im Wesentlichen durch das Temperaturniveau bestimmt. Letzteres wiederum ist im Fall des betrachteten Modells abhängig von dem definierten ITT-Limit. Um bei der Neuauslegung auf ein heutiges Technologieniveau auch eine höhere Temperatur annehmen zu können, wird mit Hilfe von Abb. 4.2 die Entwicklung der Turbineneintrittstemperatur untersucht. Aufgetragen ist die T_{t4} über dem Parameter EIS . Die in diesem Fall interessanten Informationen finden sich in der Auftragung der Materialtemperaturentwicklung.

Da keine wesentlichen Änderungen am Prinzip des Kühlsystems vorgenommen werden sollen, wird das Potential der Steigerung der maximalen Materialtemperatur der Hochdruckturbine auf das ITT-Limit übertragen. Die genauen Materialien und zugehörigen Temperaturen werden nicht betrachtet. Ziel ist, eine Temperaturdifferenz zu ermitteln und diese auf die mögliche ITT zu übertragen. Dazu wird zunächst die Lage des Referenztriebwerkes im Diagramm eingezeichnet.

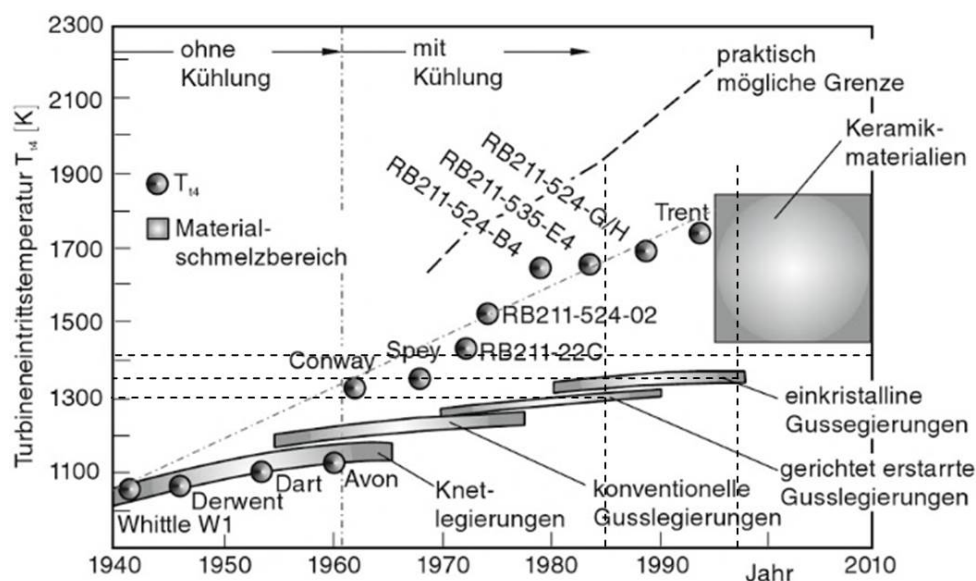


Abbildung 4.2.: Entwicklung der Turbineneintrittstemperaturen und -materialien [75]

Bei der Turbinentechnologie wird für den Parameter *EIS* wieder das Jahr 1985 gewählt. Das Temperaturniveau des Materials liegt bei ca. 1300 K. Eine Entwicklung über ca. 12,5 Jahre zeigt einen Temperaturanstieg von ca. 50 K. Mit einer weiteren Entwicklung ergibt sich für das Jahr 2010 somit ein Temperaturanstieg von ca. 100 K im Vergleich zur Referenz. Somit wird das ITT-Limit der Neuauslegung auf 900°C (1173,15 K) gelegt und im Gleichungssystem des Auslegungspunktes festgehalten.

4.1.3. OPR-Studie

Im letzten Schritt der Modellierung der neuen Gasturbine wird das Druckverhältnis der Verdichter betrachtet. Man unterscheidet zwischen den Begriffen „Overall Pressure Ratio“ OPR und dem „Compressor Pressure Ratio“. Wird das Verhältnis des Verdichteraustrittsdrucks zum Druck vor dem Triebwerkseinlauf betrachtet, so ist die Rede vom $OPR = p_{t3}/p_{t0}$. Das Druckverhältnis aller Verdichterstufen zusammen definiert sich über das Verhältnis der Drücke nach und vor den Verdichtern $CPR = p_{t3}/p_{t2}$ [76]. Für die folgenden Betrachtungen macht eine Unterscheidung der beiden Größen keinen wesentlichen Unterschied, weshalb die Begriffe gleichwertig verwendet werden.

Bei der Analyse der OPRs soll der Frage nachgegangen werden, inwieweit ein Hochsetzen der Verdichterdruckverhältnisse aufgrund der höheren ITT bzw. T4 zu einem effizienteren Kreisprozess in der Gasturbine führt. Da Literaturdaten zu diesem Thema nicht vorliegen, wird in GTab eine Parameterstudie durchgeführt. Bei Studien dieser Art werden bestimmte Parameter des betrachteten Betriebspunktes variiert, um eine Arbeitslinie des Triebwerks zu erzeugen. Das Vorgehen in diesem Fall ist die Auftragung des TSFC (Thrust Specific Fuel Consumption) über dem Triebwerksschub im Off-Design-Punkt Cruise. Dabei handelt es sich um einen Betriebspunkt, in dem die Gasturbine während der Mission zeitlich lange betrieben wird. Eine Reduktion der TSFC würde sich dort daher besonders positiv auswirken. Um dies zu realisieren, werden in der Parameterstudie zwei Schleifen aufgebaut. Dieses Rechenschema ist in Abb. 4.3 veranschaulicht. Zur Erzeugung des gewünschten Diagramms wird in der äußeren Schleife der Triebwerksschub im Reiseflug variiert.

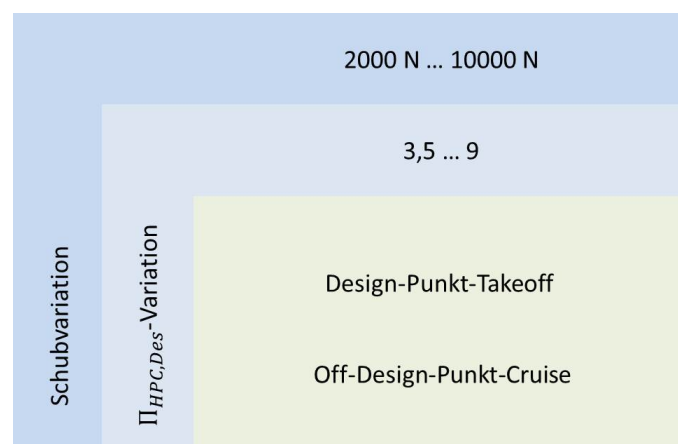


Abbildung 4.3.: Veranschaulichung der OPR-Parameterstudie

Da der normale Schub in diesem Off-Design-Punkt 5,8 kN beträgt, wird durch die gewählte Variation zu beiden Seiten dieses Wertes ein in etwa gleich großer Bereich berücksichtigt. Die Schrittweite beträgt dabei 200 N. In der inneren Schleife wird das Verdichterdruckverhältnis des HPC im Auslegungspunkt variiert. Im Gleichungssystem des Auslegungspunktes werden dann die Design-Druckverhältnisse beider Radialverdichter gleichgesetzt, sodass lediglich einer der beiden in der Schleife vertreten sein muss. Das Druckverhältnis eines Verdichters vor der Studie beträgt ca. 3,84. Daten unterhalb dieses Wertes sind weniger interessant als die Daten in den höheren Bereichen, weshalb von 3,5 mit einer Schrittweite von 0,1 bis zu einem Verdichterdruckverhältnis von 9 variiert wird. Von beiden Schleifen eingeschlossen finden sich der Auslegungspunkt und der Betriebspunkt Cruise. Diese stellen die Gleichungssysteme bzw. Iterationsschemata für die Parameterstudie bereit. Die Ergebnisse dieser Analyse sind in Abb. 4.4 aufgetragen.

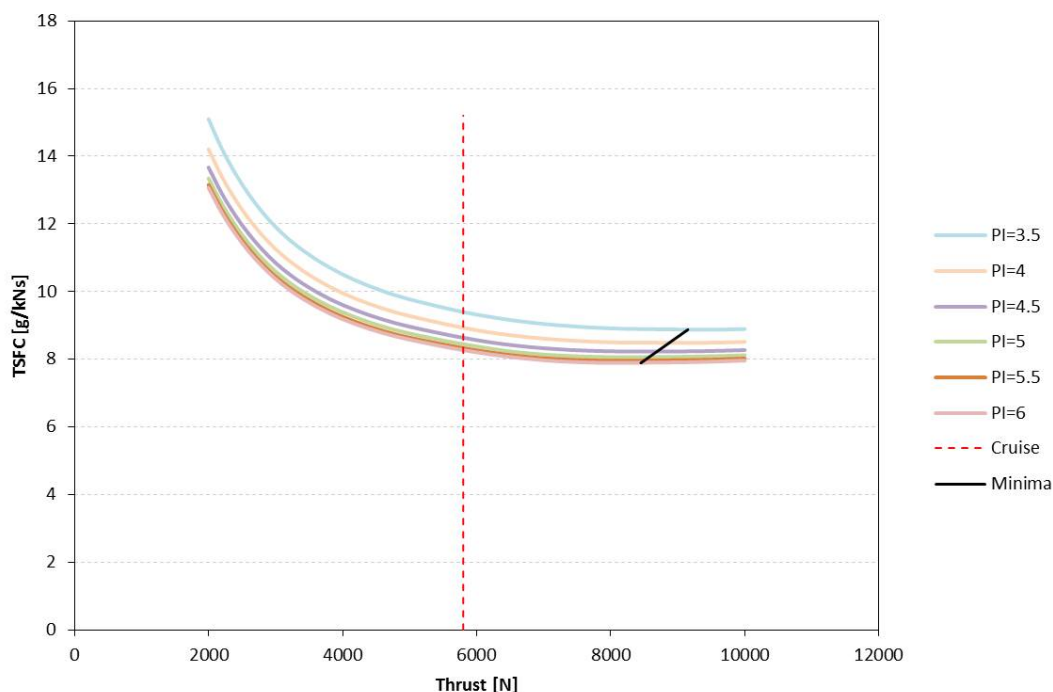


Abbildung 4.4.: Arbeitslinien bei variierenden Verdichterdruckverhältnissen

Aus Gründen der Übersichtlichkeit werden nicht alle berechneten Π_C -Kurven dargestellt. Bei einer Erhöhung der Verdichterdruckverhältnisse ist die Tendenz zu erkennen, dass die Kurven sich in Richtung niedrigerer TSFCs verschieben. Ein höheres Druckverhältnis führt also zu einem geringeren Treibstoffverbrauch. Die Minima der Kurven sind durch die eingezeichnete schwarze Linie miteinander verbunden. Weiterhin erkennt man, dass diese Verbesserung des Kreisprozesses allerdings auch eine Grenze hat. So werden die Einsparungen bei gleicher Schrittweite des Druckverhältnisses zunächst immer kleiner, bis sich ab einem Π_C von ca. 8 die anfängliche Tendenz sogar umkehrt. Bei einem zu hohen Druckverhältnis wird also mehr Kraftstoff verbraucht als im Ausgangspunkt. Zusätzlich im Diagramm eingezeichnet ist die Lage des Betriebspunktes Cruise als gestrichelte rote Linie. Mit höherem Verdichterdruckverhältnis verschiebt sich die Lage der Kurvenminima in Richtung dieses Betriebspunktes.

Das bedeutet, dass der Reiseflug näher am optimalen Verbrauch stattfindet. Um ein neues Druckverhältnis für LPC und HPC auswählen zu können, muss nun eine Begrenzung für $\Pi_{HPC,Des}$ gewählt werden. Da der Kreisprozess in der Gasturbine mit höherem OPR auch höhere Temperaturen mit sich bringt, muss das Kühlluftsystem einen größeren Durchsatz bereitstellen. Der maximale relative Kühlluftdurchsatz bezogen auf den HPC beträgt beim PW127F nach [43] 10%. Dieser Wert wird als normaler relativer Kühlluftmassenstrom für die Neuauslegung gewählt, um die Implikation des Kühlsystems auf den Kreislauf möglichst gering zu halten. Daraus ergibt sich ein moderater Anstieg des Druckverhältnisses auf ca. 4,416 pro Radialverdichter. Dieser Wert wird in das Modell der neuausgelegten Gasturbine implementiert.

Die Neuauslegung ist damit abgeschlossen. Bevor im nächsten Schritt auf die Integration der auf diese Weise modellierte Gasturbine in die hybrid-elektrischen Antriebsstränge eingegangen wird, werden zunächst die weiteren Ergebnisse der Neuauslegung mit der Referenz verglichen. Da die Wirkungsgrade der Turbokomponenten bereits dargestellt wurden, wird im Folgenden auf die Massenströme und weitere thermodynamische Parameter aus dem Kreisprozess eingegangen. Abb. 4.5 zeigt den Vergleich der Triebwerksmassenströme.

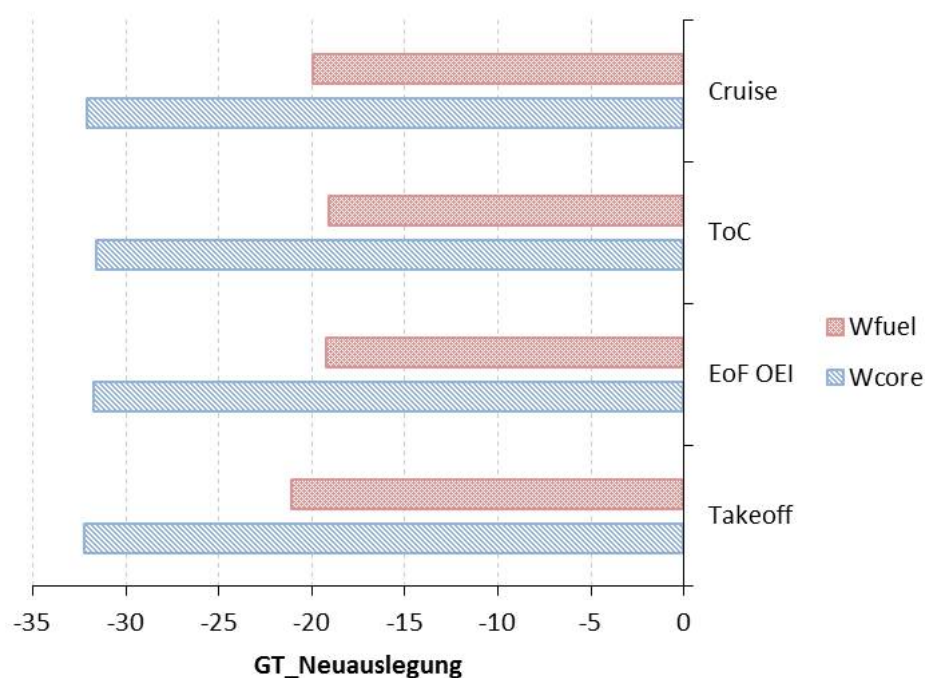


Abbildung 4.5.: Vergleich der Massenströme von Referenztriebwerk und Neuauslegung

Dabei stellt die Ordinate wieder das Referenztriebwerk dar. Aufgenommen ins Diagramm sind die relativen Änderungen des Luftmassenstroms ins Kerntriebwerk und des Treibstoffmassenstroms der Neuauslegung in Bezug auf das Referenztriebwerk. Die Änderungen sind aufgeteilt nach den definierten Betriebspunkten. Für alle Betriebspunkte erkennt man eine deutliche Reduktion der Massenströme der Neuauslegung im Vergleich zur Referenz. Dabei weist der Luftmassenstrom durchs Kerntriebwerk im Auslegungspunkt die größten Änderungen von über 30% auf. Das bedeutet, dass die Gasturbine kleiner ausgelegt werden kann. Der Treibstoffmassenstrom nimmt ebenfalls stark ab.

Hier liegt die Änderung bei um die 20%. Durch den effizienteren Kreisprozess der Gasturbine, welcher hervorgerufen wird durch verbesserte Wirkungsgrade, höhere Systemtemperaturen und ein größeres OPR, kann die Gasturbine kleiner ausgelegt werden und verbraucht weniger Kraftstoff.

Die größte Veränderung des Luftmassenstroms und die meiste Treibstoffersparnis tritt im Design auf. Der Grund ist, dass das Triebwerk auf die Leistungsanforderungen in diesem Punkt ausgelegt wird und somit dort auch am effizientesten arbeitet. Abb. 4.6 stellt die Änderung der Temperaturen und des Verdichterdruckverhältnisses dar.

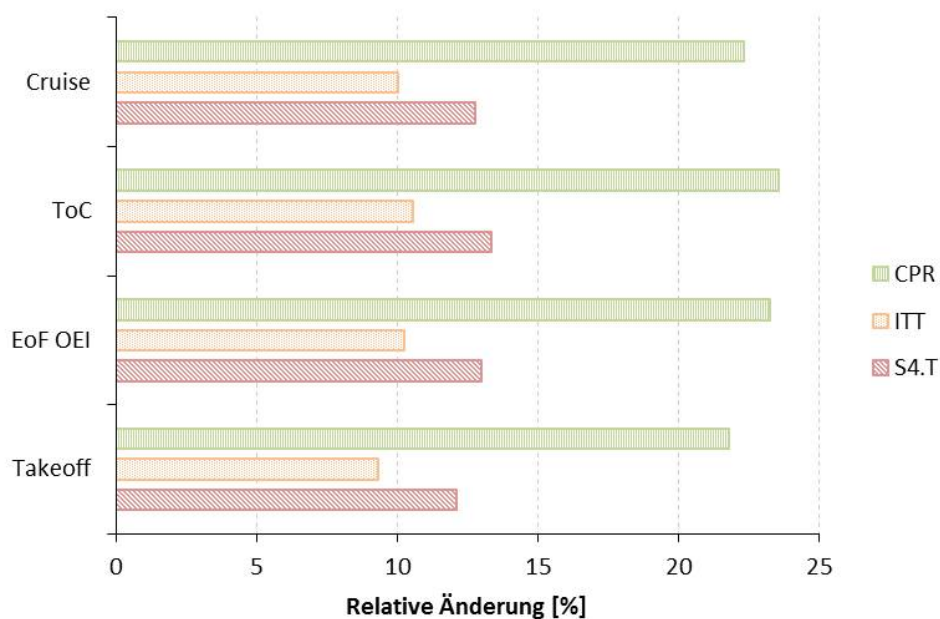


Abbildung 4.6.: Vergleich thermodynamischer Parameter von Referenztriebwerk und Neuauslegung

Neben der Turbineneintrittstemperatur an der Station 4 sind auch die relativen Änderungen der ITT sowie des CPR im Diagramm eingetragen. Wie erwartet, weisen diese Parameter nach der Neuauslegung höhere Werte auf als die Referenz. Die Temperatur an Station 4 weist dabei in allen Punkten eine größere Veränderung auf als die ITT. Dies liegt daran, dass das Kühlsystem angepasst wurde und der Kühlluftmassenstrom zwischen den Messpunkten der beiden Temperaturen eingebracht wird. Durch die absoluten kleineren Werte der Verdichterdruckverhältnisse wirkt sich dort eine relative Änderung stärker aus als bei den beiden Temperaturen, weshalb für diesen Parameter die größten Ausschläge auftreten. Die den Vergleichen zugrunde liegenden berechneten Parameterwerte der Neuauslegung sind in Anhang C aufgeführt.

4.2. Integration in den hybrid-elektrischen Antriebsstrang

Dieser Abschnitt beschäftigt sich mit der Integration der neuausgelegten Gasturbine in die hybrid-elektrischen Antriebsstränge. Dabei wird auf Besonderheiten bei der Integration sowie beim Modellieren der jeweiligen Konzepte in GTlab eingegangen. Außerdem werden die elektrischen Wirkungsgradketten aufgestellt. Bei der Integration wird für jedes der hybriden Konzepte davon ausgegangen, dass jeweils zwei Gasturbinen in das Antriebssystem implementiert werden. Dabei treibt jede Gasturbine jeweils einen Antriebsstrang an. Durch dieses Vorgehen wird eine bessere Vergleichbarkeit mit dem Referenztriebwerk und der Neuauslegung gewährleistet, da sich die Konfiguration nicht grundlegend ändert und die Redundanz der Systeme gewährleistet bleibt. Um dennoch die Potentiale aufzuzeigen, wird am Beispiel des turbo-elektrischen Konzepts eine einzelne Gasturbine ins System integriert.

Bei den hybrid-elektrischen Konzepten mit Unterstützung durch eine Batterie werden die am höchsten belasteten Betriebspunkte unterstützt. So wird im Takeoff und EoF OEI elektrische Leistung zum Antrieb des Propellers hinzugespeist, um die Gasturbine zu entlasten. Beim ToC und Cruise handelt es sich um Betriebspunkte ohne elektrische Unterstützung. Dabei wird angenommen, dass die elektrische Energie der Batterie im Laufe des Steigfluges ausgeschöpft wird. Analysiert wird nach den in Abschnitt 3.3 definierten Betriebspunkten. So wird im Reiseflug keine zusätzliche Leistungsabgabe der Gasturbine zur Aufladung der Batterie beim parallel und seriell hybriden Konzept angenommen. Es wird davon ausgegangen, dass die Batterie im Sinkflug aufgeladen wird, sodass die für ein Durchstartemanöver erforderliche Energie beim Landeanflug wieder zur Verfügung steht.

4.2.1. Turbo-elektrisches Konzept

Die Modellierung des turbo-elektrischen Konzepts in GTlab ist in Abb. 4.7 zu erkennen. Zusätzlich zur neuausgelegten Gasturbine wurden jetzt die Komponenten Generator und Motor hinzugefügt.

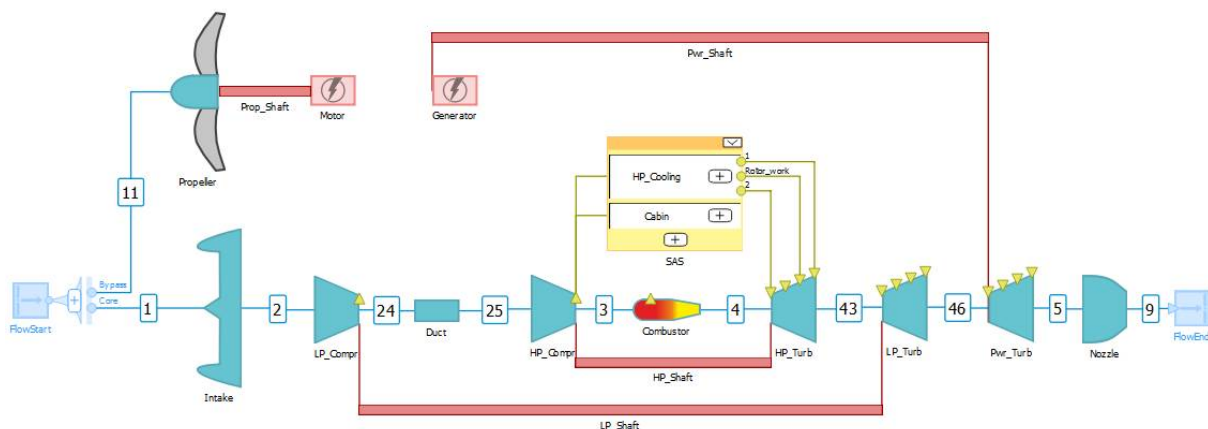


Abbildung 4.7.: Turbo-elektrisches Konzept in GTlab

Die restlichen Komponenten des elektrischen Strangs werden in einem Gesamtwirkungsgrad festgehalten und so als Expression in GTlab implementiert und bei der Leistungsbilanz zwischen Motor und Generator berücksichtigt. Die Verbindung zwischen elektrischem Generator und Motor wird im Gleichungssystem hergestellt. Dieses ist in Anhang D abgebildet. Die Wirkungsgradkette baut sich wie folgt auf:

$$\eta_{el,ges} = \eta_{Gen} \cdot \eta_{LE} \cdot \eta_{Leit} \cdot \eta_{LE} \cdot \eta_{Mot} = 0,8407 \quad (4.1)$$

Der elektrische Gesamtwirkungsgrad des Systems ergibt sich durch Multiplikation der entsprechenden Komponentenwirkungsgrade aus Abschnitt 2.3 zu ca. 84%.

Der größte Vorteil des turbo-elektrischen Systems besteht, wie in Abschnitt 2.2.1 geschildert, in der Drehzahlentkopplung von Propeller und Leistungsturbine durch die Einbringung der Leistungselektronik in den Antriebsstrang. So ist es der Leistungsturbine möglich, immer in einem optimalen Drehzahlbereich betrieben zu werden. Zu diesem Zweck verfügt das Referenztriebwerk über ein Untersetzungsgetriebe vor dem Propeller. Durch die Einbringung der Leistungselektronik ist man jedoch nicht an die mechanischen Einschränkungen des Getriebes gebunden und gewinnt dadurch zusätzlich Freiheit. Im folgenden Teilabschnitt wird auf Auswirkungen dieser Drehzahlentkopplung und mögliche Modellierungen des daraus entstehenden Komponentenverhaltens eingegangen.

Drehzahlentkopplung Bei einer schneller laufenden Leistungsturbine treten geringere Druckziffern auf, was zu einer höheren Turbineneffizienz führt. Dadurch ist es möglich, diese kleiner auszulegen oder weniger Turbinenstufen zu verwenden [77]. Da keine geometrischen Veränderungen an der Turbine durchgeführt werden sollen, wird im Folgenden auf die Wirkungsgradeffekte eingegangen. Diese Effekte könnten in der Leistungssyntheserechnung des turbo-elektrischen Modells durch höhere polytrope Wirkungsgrade im Design berücksichtigt werden. Da auch die abgegebene Arbeit der Turbine unverändert bleiben soll, ist der Wirkungsgrad der Turbine im Auslegungspunkt die einzige Größe, die modifiziert werden kann. Ziel ist es, diese Größe im Vergleich zur neuausgelegten Gasturbine zu erhöhen. In einem Fall wie diesem sind Daten zur Wirkungsgradverbesserung schwer zu finden, weshalb ein plausibles Ergebnis auf anderem Wege ermittelt werden muss. Es sei bereits vorweggenommen, dass der im Folgenden dargestellte Lösungsansatz viele Annahmen erfordert. Dies ist mit dem Zurückgreifen auf Statistiken zu begründen, wie es häufig in der Vorauslegung eines Triebwerks der Fall ist. Das gezeigte qualitative Vorgehen dient dazu zu zeigen, welcher Weg eingeschlagen werden könnte um eine Drehzahlentkopplung dieser Art festzuhalten.

Eine Korrelation zwischen der Druckziffer und der Lieferzahl einer Axialturbine wird im sogenannten Smith-Diagramm wiedergegeben. Im Diagramm sind zusätzlich Linien konstanten isentropen Wirkungsgrades aufgetragen [75]. In Abb. 4.8 ist ein solches Diagramm dargestellt. Mit Hilfe dieser Abbildung soll die Veränderung der Position im Diagramm durch die Drehzahlentkopplung untersucht werden. So könnten sich die Punkte bei Variation der Drehzahl nach [78] entlang der gestrichelten Linie verschieben. Zunächst müsste die aktuelle Lage im Diagramm bestimmt werden. Diese ist abhängig von der Druckziffer Ψ , der Lieferzahl Φ und dem isentropen Wirkungsgrad der Turbine. Für die Bestimmung beider Werte ist die aktuelle Umfangsgeschwindigkeit der Leistungsturbine erforderlich. Diese ist entweder gegeben oder kann durch Verwendung eines Diagramms aus [48] abgeschätzt werden.

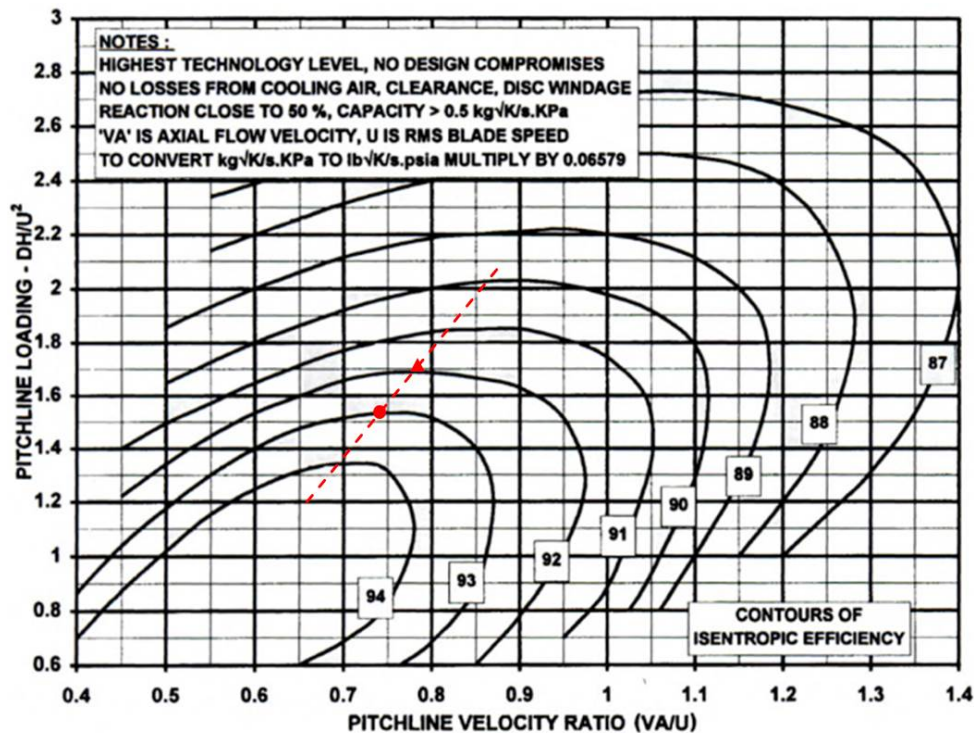


Abbildung 4.8.: Smith-Diagramm für Axialturbinen [13]

Im betrachteten Fall wird diese für die letzte Stufe der Leistungsturbine bestimmt. Das zugehörige Diagramm sowie alle weiteren verwendeten Diagramme, die hier erwähnt aber nicht explizit abgebildet sind, finden sich in Anhang D wieder. Da die geleistete Arbeit über die Turbine unverändert bleibt, kann der Wert der Druckziffer nun bestimmt werden.

Die Lieferzahl ist neben der Umfangsgeschwindigkeit abhängig von der Axialgeschwindigkeit des Gases durch die Turbine. Sollte diese Größe nicht gegeben sein, kann sie mit Hilfe der axialen Eintrittsmachzahl in die Turbine abgeschätzt werden. Letztere ist wiederum durch statistische Werte ermittelbar (siehe Anhang D). Zusätzlich muss die Schallgeschwindigkeit bestimmt werden. Unter Annahme eines idealen Gases kann dies mit folgender Gleichung realisiert werden [79]:

$$a = \sqrt{\kappa \cdot R_{spez} \cdot T} \quad (4.2)$$

Die Gasgrößen können aus dem GTlab-Modell entnommen werden. Damit kann die Axialgeschwindigkeit und somit auch die Lieferzahl berechnet werden, wodurch sich die als Dreieck eingezeichnete aktuelle Position im Diagramm ergibt.

Um zu ermitteln, wie weit die Drehzahl der Leistungsturbine hochgesetzt werden kann, muss ein gewisser Grenzwert definiert werden. Als entsprechender Grenzwert wird der mechanische Belastungsparameter der Beschauelung $A_{ax} \cdot (N/60)^2$ gewählt. Dieser gilt jeweils für die letzte Stufe einer Turbine [48]. In Abb. 4.9 ist dieser Parameter in Abhängigkeit des *EIS* aufgetragen. Zu erkennen ist, dass der Parameter für mehrstufige Niederdruckturbinen von Mantel-Prop-Fans mit Getriebe am höchsten ist. Diese Art von Niederdruckturbinen können aufgrund des Getriebes schneller laufen und sind daher auch höher belastet.

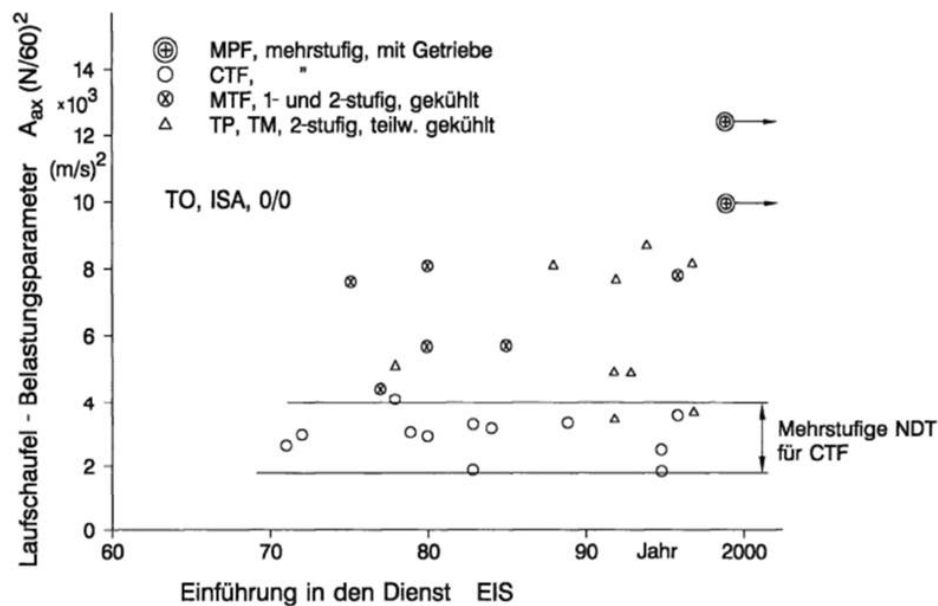


Abbildung 4.9.: Mechanische Laufschaufelbelastung von ND-Turbinen [48]

Wird ein bestimmter Wert aus dem Diagramm abgeschätzt, kann nach Ermittlung der Querschnittfläche am Turbinenausgang die maximale Drehzahl ausgerechnet werden, um die Laufschaufel nicht zu überlasten. Dieser Wert weist das Potential zur Steigerung der Turbinendrehzahl auf. Der Prozess der Ermittlung der Turbinenaustrittsfläche kann wieder über eine statistische Machzahl am Austritt erfolgen (siehe Anhang D). So wird zunächst eine zugehörige Axialgeschwindigkeit des Gases berechnet. Mit bekannter Dichte und Massenstrom aus der Leistungssyntheserechnung folgt [80]:

$$A = \frac{W}{\rho \cdot C_{ax}} \quad (4.3)$$

Mit der Festlegung der Drehzahl auf die berechnete Grenze kann nun auf die neue Umfangsgeschwindigkeit der Leistungsturbine geschlossen werden. Im letzten Schritt wird die sich ergebende neue Lage im Smith-Diagramm eingezeichnet. Diese ist beispielhaft als Kreis gekennzeichnet. Die Differenz der beiden abgelesenen isentropen Wirkungsgrade ergibt dann die Steigerung des Turbinenwirkungsgrades aufgrund der Drehzahlentkopplung.

Wie Anfangs bereits erwähnt, sind zum Treffen einer quantitativen Aussage für die Leistungssyntheserechnung zu viele Annahmen erforderlich. So wäre zur genaueren Untersuchung ein geometrischer Vorentwurf der Gasturbine erforderlich. Es wird also keine entsprechende Modifikation ins Modell implementiert.

Einzelne Gasturbine Das folgende Konzept dient der Untersuchung der Auswirkungen einer einzelnen Gasturbine im Gesamtsystem. Das Modell ist in Abb. 4.10 dargestellt. Zu erkennen ist hier, dass die Gasturbine beide Propeller des Flugzeuges antreibt. Dabei würden im realen Antriebsstrang allerdings die doppelte Anzahl an elektrischen Komponenten vorhanden sein. Diese werden bei der Gewichtsbestimmung berücksichtigt. Ins Modell werden lediglich ein Motor und ein Generator implementiert.

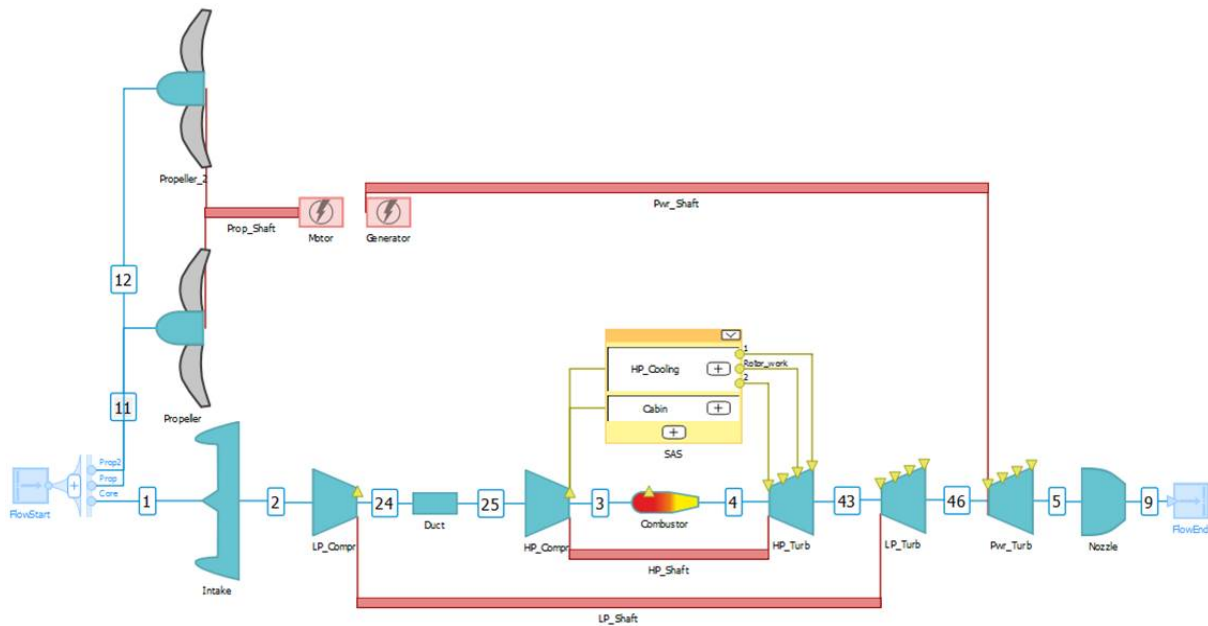


Abbildung 4.10.: Turbo-elektrisches Konzept mit einzelner Gasturbine in GTlab

An der Wirkungsgradkette des elektrischen Strangs ändert sich allerdings nichts, da die zwei Stränge parallel zueinander an die Gasturbine geschaltet werden. So muss diese zwar die doppelte Leistung aufbringen, der zusätzliche Leistungsanteil zur Berücksichtigung der elektrischen Verluste ist aber unverändert. Im Gleichungssystem und Iterationsschema wird jeweils die hinzugekommene Propellerleistung berücksichtigt.

4.2.2. Parallel hybrides Konzept

Der parallel hybride Antriebsstrang ähnelt stark der konventionellen Konfiguration. Wie in Abb. 4.11 erkennbar wird dem Modell der Gasturbine lediglich ein Motor-Modul hinzugefügt. Dieses Modell zeigt, dass der elektrische Motor parallel auf die Antriebswelle geschaltet wird.

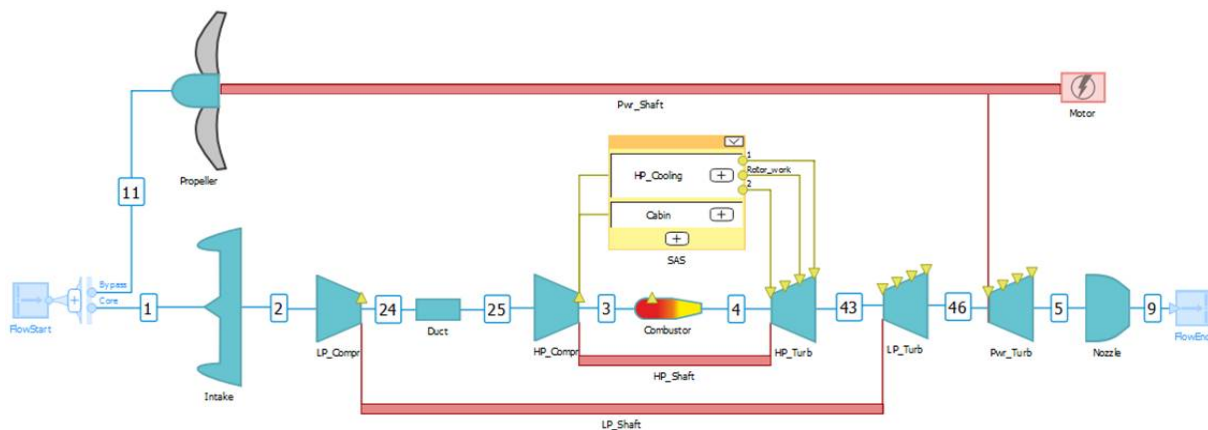


Abbildung 4.11.: Parallel hybrides Antriebskonzept in GTlab

So kann die Gasturbine in den höchstbelasteten Betriebspunkten unterstützt und dadurch kleiner ausgelegt werden. Hinzu kommt, dass keine Zusatzleistung der Gasturbine für die Verluste der elektrischen Komponenten aufgebracht werden muss. Die elektrische Wirkungsgradkette muss allerdings sehr wohl bei einer Gewichtsauflistung berücksichtigt werden und wird folgendermaßen aufgestellt:

$$\eta_{el,ges} = \eta_{LE} \cdot \eta_{Leit} \cdot \eta_{Mot} = 0,9123 \quad (4.4)$$

Zu erkennen ist, dass die Batterie kein Bestandteil dieser Wirkungsgradkette ist. Sie muss zusätzliche Energie liefern, um die anfallenden Verluste durch die nachgelagerten Komponenten auszugleichen.

Die parallel hybriden Konzepte können nach der Höhe der elektrischen Unterstützung unterschieden werden. Sie werden im Rahmen dieser Arbeit mit dem Leistungsverhältnis H_P beschrieben. So wird die zum Antrieb genutzte elektrische Leistung ins Verhältnis gesetzt zur gesamten erforderlichen Antriebsleistung. Auf diese Weise werden die Konzepte mit 10, 20, 30 und 44% Leistungsverhältnis aufgestellt. Die Begrenzung des Leistungsverhältnisses auf 44% kommt durch das Erreichen des ITT-Limits im ToC zustande. In diesem Punkt erfährt die Gasturbine keine elektrische Unterstützung mehr. Da diese im Auslegungspunkt jedoch vorhanden ist, wird die Gasturbine aufgrund der reduzierten Leistung, die sie aufbringen muss, kleiner ausgelegt. Im ToC muss die erforderliche Antriebsleistung dann allein von der Gasturbine erzeugt werden. Diese muss also schneller drehen. Des Weiteren muss der Kreisprozess in der kleineren Gasturbine heißer laufen, damit die erforderliche Leistung erfüllt werden kann. Ab einem $H_P \approx 0,4378$ wird das ITT-Limit von 900°C auch im ToC erreicht. Dieses Konzept wird abkürzend PH_44 genannt.

Skalierung der Komponentenkennfelder Wie bereits angesprochen, wird die Gasturbine aufgrund der elektrischen Unterstützung im Design-Punkt kleiner ausgelegt. Daher muss die Gasturbine in den Off-Design-Betriebspunkten ToC und Cruise heißer laufen und schneller drehen, um die gleiche Leistung zu erbringen wie eine Gasturbine mit höherem Durchsatz. Wie in Abb. 4.12 am Beispiel des LPC gezeigt, laufen diese Betriebspunkte z.T. aus den Kennfeldern. So werden im Off-Design unrealistische Ergebnisse erzielt. Zu erkennen ist das Kennfeld des LPC vom parallel hybriden Konzept mit 30 prozentiger Unterstützung.

Im Vergleich zu Abb. 3.14 liegen die Betriebspunkte ToC und Cruise aufgrund der höheren Drehzahl nun rechts vom Auslegungspunkt und EoF OEI. Je höher der Hybridisierungsgrad, desto weiter liegen die Betriebspunkte auseinander. Um die betroffenen Punkte wieder ins Kennfeld zu bringen, wird die reduzierte, relative Drehzahl der jeweiligen Komponente im Design $N_{red,rel,Des}$ angepasst. Die Off-Design-Punkte werden nun wieder in das Kennfeld „gezogen“, indem dieser Parameter auf einen kleineren Wert gesetzt wird. So ändert sich die relative Lage der Betriebspunkte im Kennfeld.

Um dabei unter den Konzepten eine einheitliche relative Lage zu erreichen, wird der Betriebspunkt ToC mit Orientierung an den Komponentenkennfeldern in der Neuauslegung der Gasturbine immer auf die gleiche Drehzahllinie gebracht. Im betrachteten Beispiel des LPC handelt es sich um die zweite Drehzahllinie von rechts. Diese bietet zugleich einen ausreichenden Abstand zur Pumpgrenze. Skaliert werden vor allem die beiden Verdichterkennfelder sowie das Kennfeld der LPT.

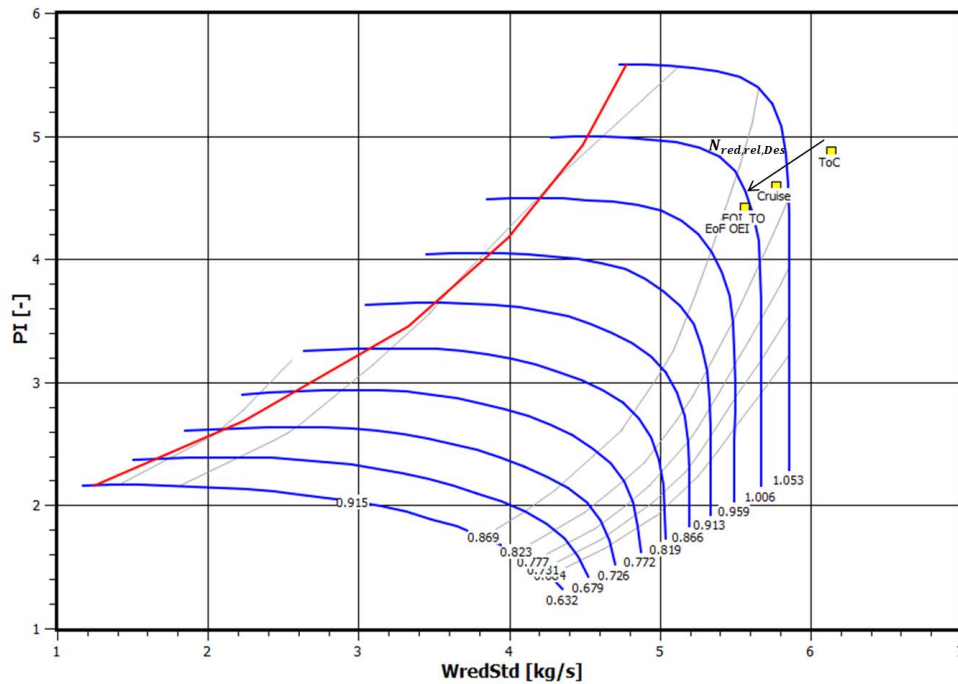


Abbildung 4.12.: Unskaliertes Kennfeld des LPC am Beispiel PH_30

Die HPT ist sehr unempfindlich gegenüber den vorgenommenen Änderungen der Triebwerksdimensionen. Die Betriebspunkte laufen im Kennfeld der Leistungsturbine nicht aus den Grenzen. Eine Skalierung wird daher nicht vorgenommen.

4.2.3. Seriell hybrides Konzept

Die Übertragung des seriell hybriden Konzepts in GTlab zeigt Abb. 4.13. Zu erkennen ist, dass der Aufbau dem des turbo-elektrischen Konzeptes gleicht. Den einzigen Unterschied stellt die in das Modell des seriell hybriden Konzeptes eingebrachte Batterie dar. Im Programm ist diese ebenfalls durch ein „Motor-Modul“ dargestellt.

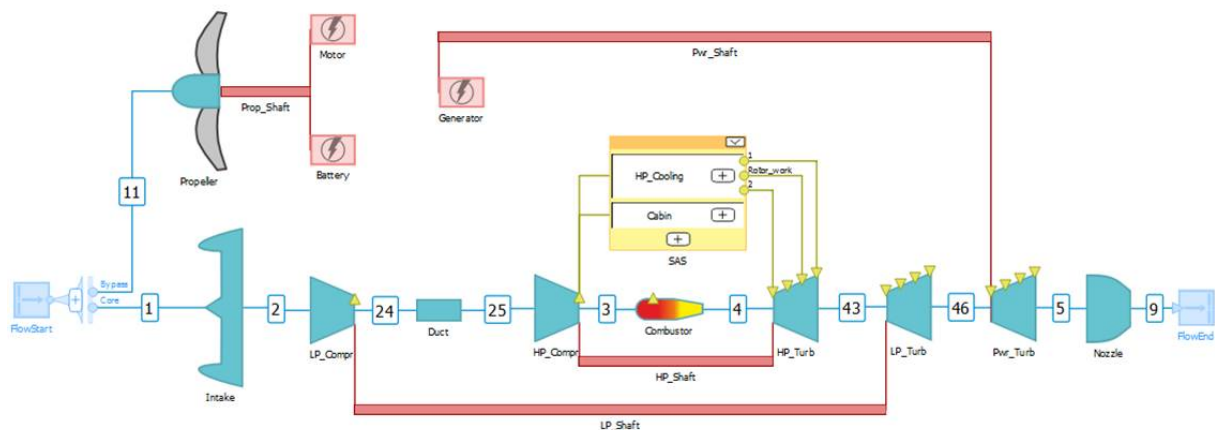


Abbildung 4.13.: Seriell hybrides Konzept in GTlab

So kann gewährleistet werden, dass die Antriebswelle neben der eingebrachten konventionellen Leistung der Gasturbine auch durch eine elektrische Leistung versorgt wird. Die elektrische Wirkungsgradkette entspricht der des turbo-elektrischen Konzeptes. Auch das Gleichungssystem und die Iterationsschemata entsprechen denen des modellierten turbo-elektrischen Antriebssystems. Das seriell hybride Konzept stellt eine Kombination aus dem turbo-elektrischen und parallel hybriden Antriebssystem dar. So wird die Antriebsleistung ausschließlich elektrisch zur Verfügung gestellt. Diese elektrische Leistung setzt sich allerdings aus einer konventionellen und der elektrischen Unterstützung durch die Batterie zusammen.

In diesem Sinne werden auch hier die Konzepte anhand der Grade der Leistungsabnahme durch die Batterie in die Schritte 10, 20, 30 und 44% eingeteilt. Die Begrenzung der Unterstützung stellt auch in diesem Fall die maximale ITT im ToC bei ca. 43,53% elektrischer Leistung im Verhältnis zur erforderlichen Gesamtleistung dar. Genau wie beim turbo-elektrischen Konzept, bietet auch das seriell hybride Antriebskonzept die Möglichkeit der freien Drehzahlwahl der Leistungsturbine durch mechanische Entkopplung vom Propeller. Auch in diesem Fall wird dieser Effekt im Modell nicht abgebildet. Da die Gasturbine aufgrund der Leistungsabnahme durch das elektrische System kleiner ausgelegt wird, müssen auch hier die Kennfelder der Turbokomponenten nachskaliert werden.

5. Sensitivitätsanalyse und Flugmissionsrechnung

Nach der Neuauslegung der Gasturbine und der Integration in den hybriden Antriebstrang sollen im Folgenden die Einflüsse der im System vorhandenen elektrischen Komponenten auf die Gasturbine untersucht werden. Auf diese Weise soll das Betriebsverhalten der Gasturbine im hybrid-elektrischen System analysiert werden. Darüber hinaus wird die Sensitivität ausgewählter Gasturbinenparameter auf die Variation von Größen des elektrischen Strangs untersucht. Diese Auswertung wird dabei in eine Sensitivitätsanalyse und eine Flugmissionsrechnung aufgeteilt.

5.1. Sensitivitätsanalyse

Um den Einfluss der elektrischen Komponenten auf die Gasturbine auszuwerten, werden Sensitivitätsanalysen durchgeführt. Dabei werden einzelne Parameter variiert, die den elektrischen Strang beschreiben. Die betrachteten Parameterwerte der Gasturbine werden bei jedem Schritt ausgewertet. Auf diesem Weg ist nicht nur eine Aussage über die Auswirkungen der elektrischen Komponenten im Antriebssystem auf die Gasturbine möglich, sondern auch über die Sensitivität der analysierten Gasturbinenparameter auf Variationen wesentlicher Größen des elektrischen Strangs. Welche Parameter des elektrischen Strangs dabei verändert werden ist konzeptabhängig. Als Referenz für die Vergleiche der Gasturbinenparameter wird die erstellte Neuauslegung verwendet. Da es sich hierbei um die Gasturbine handelt, die in die hybrid-elektrischen Antriebssysteme implementiert wird, kann der Einfluss der eingebrachten elektrischen Komponenten am besten analysiert werden.

Bei den betrachteten Gasturbinenparametern handelt es sich um die gleichen wie beim Vergleich des Referenztriebwerks mit der Neuauslegung in Abschnitt 4.1. So werden neben den Massenströmen die Parameter Temperaturen und Verdichterdruckverhältnis sowie die polytropen Wirkungsgrade der Turbokomponenten analysiert. Die Auswertung dieser Parameter erfolgt auch hier über die vier vorgestellten Betriebspunkte.

Im Sinne einer besseren Vergleichbarkeit werden in dieser Analyse keine Konzeptgewichte berücksichtigt. So werden an alle Systeme die gleichen Leistungs- und Schubanforderungen gestellt. Auf die Systemgewichte wird in der Flugmissionsrechnung eingegangen.

5.1.1. Turbo-elektrisches System

Im turbo-elektrischen Antriebssystem wird die Gasturbine seitens der eingebrachten elektrischen Komponenten nur über den Gesamtwirkungsgrad des elektrischen Strangs beeinflusst. Dieser stellt damit den Parameter dar, der für die Sensitivitätsanalyse dieses Konzeptes verwendet wird. Wie in Gl. 4.1 zu erkennen ist, setzt sich die Wirkungskette aus den Elementen Generator, Leitung, Leistungselektronik und Motor zusammen. So bestimmen die einzelnen Komponentenwirkungsgrade den Gesamtwirkungsgrad und haben so einen Einfluss auf das Betriebsverhalten der Gasturbine. Der Wirkungsgrad der Leitungen wird bei der Variation nicht berücksichtigt, sondern konstant bei 99% belassen. Die restlichen Komponenten werden zu gleichen Anteilen in den Gesamtwirkungsgrad eingebracht. Durch die Variation dieses Wirkungsgrades in beide Richtungen werden abweichende Komponenteneffizienzen berücksichtigt. So können Unsicherheiten aus Literaturrecherche und Technologieentwicklungen zusätzlich abgedeckt werden.

Wenn z.B. die Effizienz der Leistungselektronik im realisierten System nicht die angenommenen 97% sondern nur 96% betragen würde, so würde sich der Gesamtwirkungsgrad des elektrischen Strangs von 84,07% auf 82,34% verschlechtern. In diesem Fall ist die Änderung relativ hoch, da Leistungselektronik als Komponente zweimal im Antriebsstrang vertreten ist. Würde sich auf der anderen Seite die Motoreffizienz im Zuge von Technologieverbesserungen um 1% steigern, würde der elektrische Gesamtwirkungsgrad vom Referenzwert 84,07% auf 84,95% steigen. Um zu beiden Seiten des Referenzwertes Wirkungsgrade zu berücksichtigen, wird die Sensitivitätsanalyse neben dem Referenzwert auch für 82 und 86% elektrischem Gesamtwirkungsgrad durchgeführt. Darüber hinaus wird zusätzlich eine Gesamteffizienz von 89% in die Analysen einbezogen. Damit wird Potential für einen größeren Technologiesprung berücksichtigt. So könnte sich die Effizienz der elektrischen Maschinen Motor und Generator um fast 2% erhöhen. Andernfalls könnten die Effizienzen der elektrischen Maschinen und der Leistungselektronik jeweils um etwas über 1% steigen.

Abb. 5.1 zeigt die relative Änderung der Massenströme der turbo-elektrischen Konzepte mit 82, 84, 86 und 89% elektrischem Gesamtwirkungsgrad in Bezug auf die Neuauslegung der Gasturbine als Referenz. Das turbo-elektrische Konzept mit dem Referenzwirkungsgrad von ca. 84% wird hervorgehoben. Durch die Einbringung der elektrischen Komponenten ins Antriebssystem ist ein deutlicher Anstieg des Durchsatzes von ca. 16% und damit auch der Größe der Gasturbine zu erkennen. Damit steigt auch der Treibstoffmassenstrom an. Die Steigerungstendenz des Gasturbinendurchsatzes entsteht aufgrund der durch die Gasturbine zusätzlich zu liefernden Leistung zum Ausgleich der Verluste der elektrischen Komponenten im System. Die relativen Änderungen in Bezug auf die Referenz sind im Auslegungspunkt aufgrund der hohen Leistungsanforderungen am größten. Die prozentuale Veränderung beider Massenströme ist in diesem Punkt gleich. Das bedeutet, dass sich die größere Auslegung der Gasturbine zu gleichen Anteilen auf den Durchsatz und den Treibstoffmassenstrom auswirkt. In den Off-Design-Punkten zeigt sich allerdings die Tendenz der geringeren Zunahme des Treibstoffmassenstroms im Vergleich zum Triebwerksdurchsatz.

Die Variation des elektrischen Wirkungsgrades zeigt eine plausible Tendenz. So führt ein abnehmender Wirkungsgrad zu einem erhöhten Durchsatz und Treibstoffmassenstrom aufgrund größerer Leistungsanforderungen.

Ein zunehmender Wirkungsgrad entlastet die Gasturbine, weshalb sie kleiner ausgelegt werden kann, was zu einem geringeren Verbrauch führt. Die Entwicklungen der Massenströme weisen untereinander bei den Variationen der elektrischen Gesamteffizienz die gleiche Tendenz auf. Insgesamt bewegen sich die relativen Änderungen des Massenstroms bei der dargestellten Variation der Gesamteffizienz des elektrischen Strangs in einem Bereich von ca. 9%.

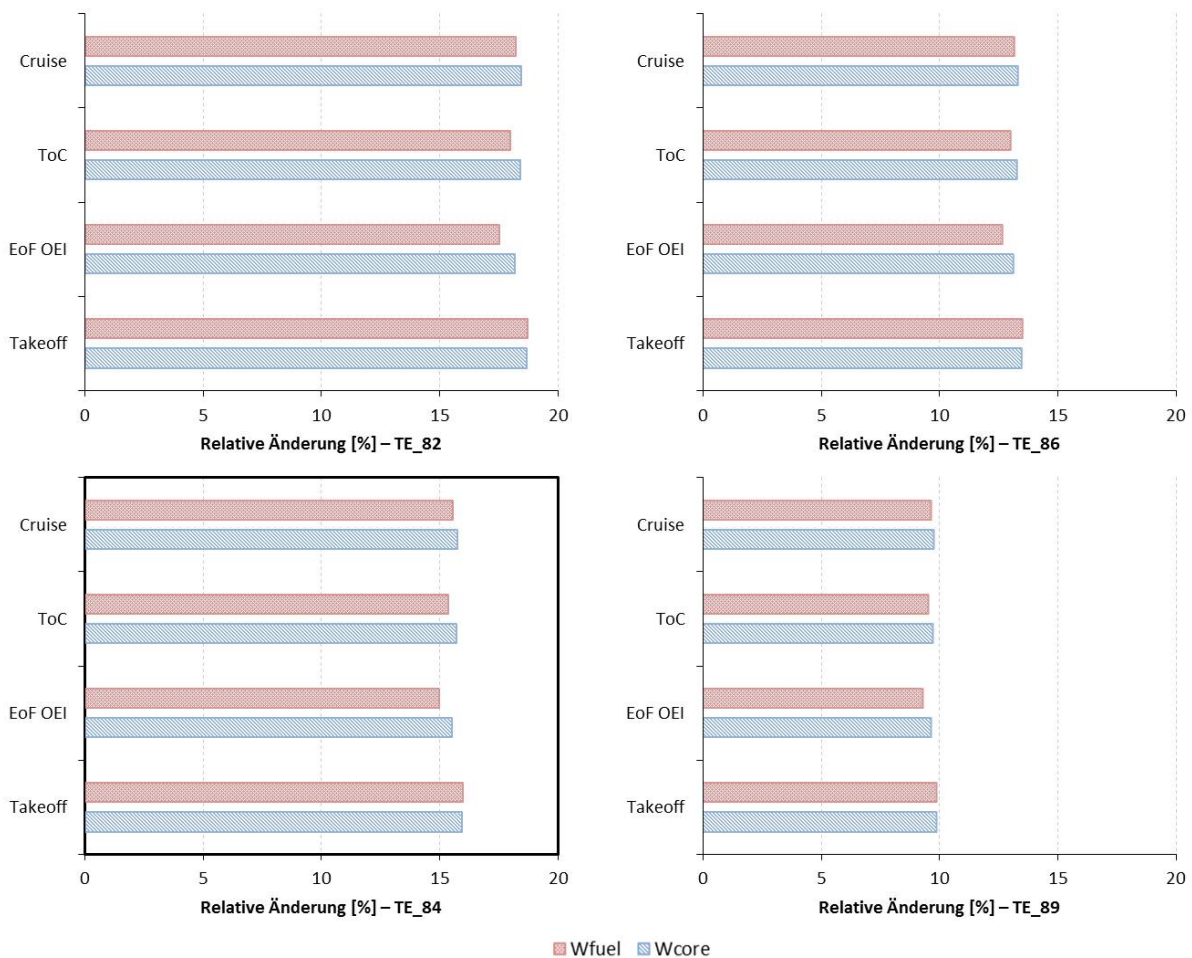


Abbildung 5.1.: Vergleich der Massenströme - Turbo-elektrisches System

Die Entwicklung der Wirkungsgrade der Turbokomponenten der Gasturbine durch Einbringung der elektrischen Komponenten in den Antriebsstrang ist für den Fall der Referenzeffizienz des elektrischen Strangs in Abb. 5.2 dargestellt. Dabei sind die absoluten prozentualen Änderungen der betrachteten Wirkungsgrade dargestellt. Bei der Referenzeffizienz von ca. 84% des elektrischen Strangs ist zu erkennen, dass sich alle Komponentenwirkungsgrade leicht verbessern. Zu erklären ist dies mit dem größeren Durchsatz durch die Gasturbine. So kann diese größer ausgelegt werden, was allgemein zu höheren Wirkungsgraden führt (siehe Abschnitt 2.4.2). Weiterhin ist ein deutlicher Unterschied zwischen den absoluten Änderungen der Verdichterwirkungsgrade und der Turbinenwirkungsgrade zu erkennen. Letztere sind höher als bei den Verdichtern. Der Grund für diese Tendenz ist in der massenstromabhängigen Definition der jeweiligen Komponentenwirkungsgrade zu suchen.

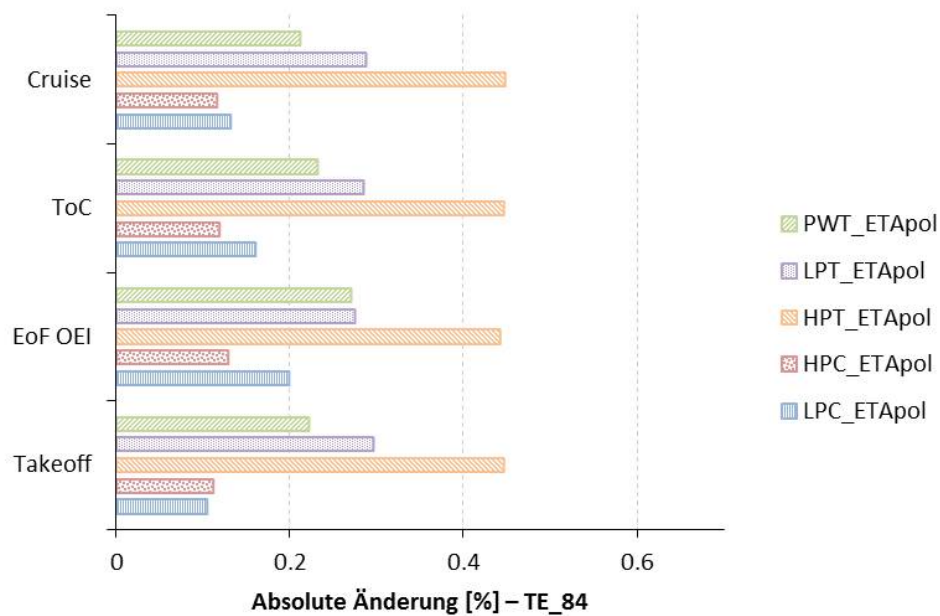


Abbildung 5.2.: Vergleich der Komponentenwirkungsgrade - Turbo-elektrisches System

So unterscheiden sich die Gleichungen zur Berechnung der polytropen Wirkungsgrade von Verdichtern und Turbinen im Exponenten m . Dieser ist nach Tab. 2.3 für Verdichter deutlich geringer. Dadurch fallen Änderungen im Massenstrom, und damit in der Größe der Gasturbine, nicht so schwer ins Gewicht wie bei Turbinen. Veranschaulicht ist dies in Abb. 5.3. Aufgetragen ist η_{pol} der Turbokomponenten über dem korrigierten Massenstrom. Dabei wird deutlich, dass die Kurven der Turbinen einen steileren Verlauf zeigen. Bei einer Änderung des Durchsatzes weisen diese also größere Sprünge im Wirkungsgrad auf.

Im Auslegungspunkt ist zu erkennen, dass die Änderung der Wirkungsgrade der Turbinen gestuft ist. So weist die HPT die höchste absolute Änderung auf. Zu erklären ist dies mit der Entwicklung der korrigierten Massenströme an den Stationen vor den jeweiligen Turbokomponenten. Um diese Entwicklung mit der Änderung der polytropen Komponentenwirkungsgrade in Verbindung zu bringen, werden die im Design berechneten Punkte aus der Neuauslegung und des TE_84-Konzeptes in die Abb. 5.3 eingetragen. Dabei ist zu erkennen, dass die HPT trotz der absolut gesehen kleinsten Änderung im korrigierten Massenstrom aufgrund des steilen Verlaufs der Kurve im Bereich kleiner Massenströme die größte Entwicklung im Wirkungsgrad aufweist. Danach folgen mit größeren korrigierten Massenströmen die LPT und PWT. Trotz des größten Massenstromsprungs beim LPC ist die Entwicklung des Wirkungsgrades durch den flachen Verlauf der Kurve in diesem Bereich kleiner als beim HPC.

Bei Betrachtung der Off-Design-Betriebspunkte ist bei den Turbinen ein ähnlicher Trend erkennbar. Die Entwicklung der Verdichterwirkungsgrade kehrt sich allerdings um. In diesen Punkten kann nicht mehr mit dem im Auslegungspunkt geltenden Zusammenhang aus Gl. 2.7 argumentiert werden. So werden die polytropen Wirkungsgrade im Off-Design über die Komponentenkennfelder bestimmt. Um die Unterschiede zwischen den Wirkungsgraden der betrachteten Komponenten der Neuauslegung und des TE_84 zu untersuchen, müssen also die entsprechenden Kennfelder miteinander verglichen werden.

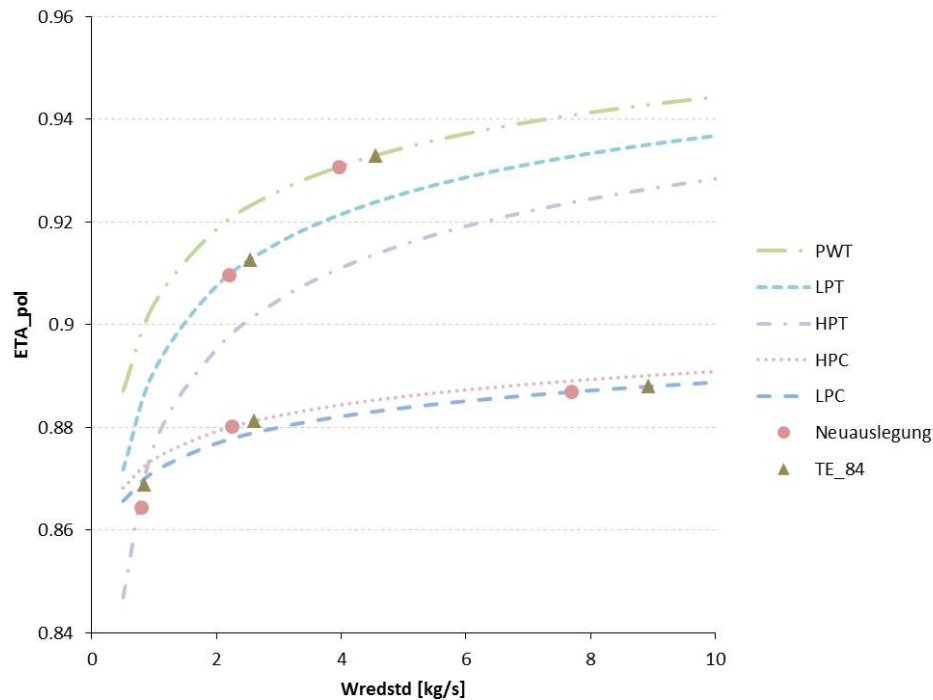


Abbildung 5.3.: Polytrope Komponentenwirkungsgrade über dem korrigierten Massenstrom

Dabei können bereits minimale Abweichungen in der Lage der Betriebspunkte im Kennfeld zu den verschiedenen Entwicklungen der Wirkungsgrade führen. Vor allem, wenn es sich bei diesen Entwicklungen um so kleine Größenordnungen wie im vorliegenden Fall handelt. Zu unterschiedlichen Positionen der Betriebspunkte im Kennfeld zwischen der Neuauslegung und des TE_84 kommt es zum einen wegen der unterschiedlichen Lage der Betriebspunkte untereinander durch Einbringung der elektrischen Gesamteffizienz und zum anderen aufgrund der Skalierung der Kennfelder. So kommt es aufgrund der ins System eingebrachten elektrischen Komponenten im Falle des TE_84 zu einer neuen Dimensionierung der Gasturbine. Dies liegt unter anderem an dem größeren Durchsatz wegen der höheren Leistungsanforderungen. Durch die veränderte Größe der Gasturbine müssen auch die Kennfelder angepasst werden. Dabei kann es zur Verschiebung der Betriebspunkte in den entsprechenden Kennfeldern kommen. Da die Komponentenkenfelder im Design skaliert werden, bleibt die relative Lage des Auslegungspunktes im Kennfeld jedoch gleich. So kann es zu unterschiedlichen Entwicklungen der polytropen Wirkungsgrade im Design und Off-Design kommen.

Die Entwicklung der Änderungen der Komponentenwirkungsgrade in Folge der Variation der Gesamteffizienz des elektrischen Strangs ist in Anhang E abgebildet. Es zeigt sich, dass die Wirkungsgrade mit abnehmender elektrischer Gesamteffizienz aufgrund der größeren Gasturbine zunehmen. Bei steigender Effizienz nehmen die Wirkungsgrade wie erwartet ab. Die Entwicklung der Komponentenwirkungsgrade in den jeweiligen Konzepten weisen allerdings untereinander den gleichen Verlauf auf wie im Referenzfall.

Weiterhin werden die Veränderungen wesentlicher Temperaturen in der Gasturbine sowie des Verdichterdruckverhältnisses untersucht. Dargestellt sind diese Entwicklungen in Abb. 5.4.

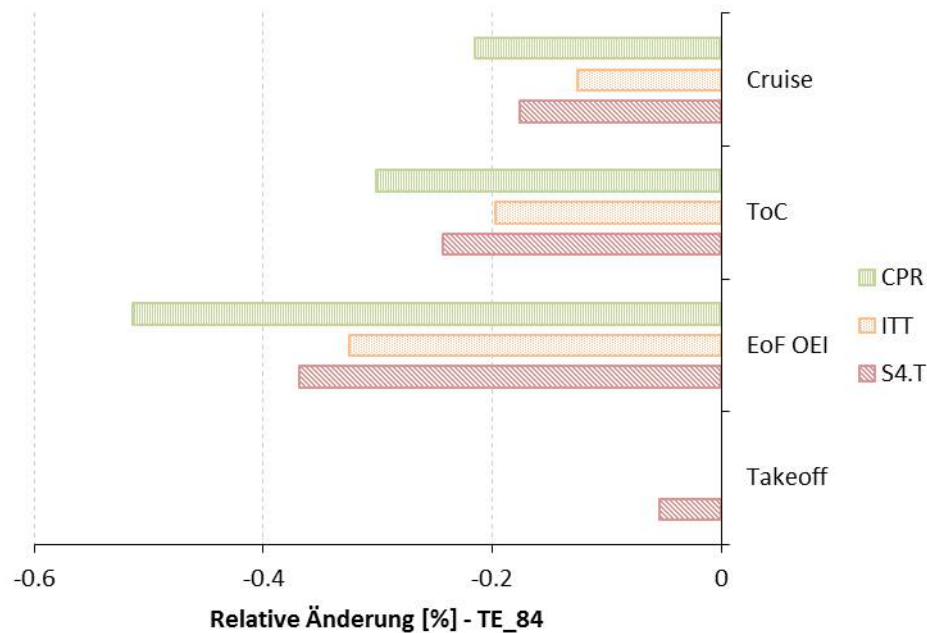


Abbildung 5.4.: Vergleich thermodynamischer Größen - turbo-elektrisches Konzept

Aufgetragen sind die relativen Änderungen von der Brennkammeraustrittstemperatur, der ITT und des Verdichterdruckverhältnisses des Konzeptes TE_84 in Bezug auf die Neuauslegung. Im Auslegungspunkt kommt es zu keinen Änderungen der ITT oder des CPR. Diese Größen werden in der Design-Rechnung fest vorgeschrieben und bleiben daher auch bei dem hybriden Konzept konstant. Obwohl die ITT unverändert bleibt, weist die Brennkammeraustrittstemperatur eine negative Entwicklung auf. So kommt es aufgrund der größeren Dimensionierung der Gasturbine zu höheren Durchsätzen, was zu einer geringeren erforderlichen Temperatur an der Station 4 führt.

Bei Betrachtung der Off-Design-Punkte sind deutlich größere Änderungen der untersuchten thermodynamischen Größen zu erkennen. Da die entsprechenden Parameter in diesen Betriebspunkten nicht auf bestimmte Werte festgelegt werden, kommt es zu einer größeren Veränderung bei Einsatz der elektrischen Komponenten ins System. Das Verdichterdruckverhältnis weist aufgrund der absolut gesehen kleinen Zahlenwerte relativ die größten Änderungen auf. Des Weiteren zeigen sich bei der Brennkammeraustrittstemperatur größere relative und auch absolute Änderungen als bei der ITT. Dies ist mit dem Kühlsystem zu erklären, das zwischen den Stationen liegt, an denen die beiden Temperaturen gemessen werden. So wird das höhere Temperaturniveau vor der HPT durch einen Kühlluftmassenstrom abgeschwächt, wodurch es zu geringeren Änderungen der ITT kommt.

Die Änderungen der betrachteten thermodynamischen Größen sind beim Off-Design-Punkt mit den höchsten Leistungsanforderungen am größten. So fallen aufgrund der hohen thermischen Belastungen in diesem Punkt die Sprünge in Temperatur und Druckverhältnis am größten aus. Die in Anhang E dargestellten Änderungen der beschriebenen Größen bei Variation der elektrischen Gesamteffizienz zeigen den erwarteten Verlauf. So werden die Ausschläge in den negativen Bereich mit sinkender Effizienz größer.

Bei steigendem elektrischen Wirkungsgrad fallen die Änderungen in den thermodynamischen Parametern nicht so groß aus. So nimmt die Größe der Gasturbine weniger stark zu, wodurch die Temperaturen und das Druckverhältnis näher an der Referenz liegen.

TE_singleGT_84 Zusätzlich zum beschriebenen turbo-elektrischen Antriebssystem, wird dieses Konzept mit nur einer Gasturbine ausgewertet. Dabei soll untersucht werden, wie sich die doppelte Leistungsanforderung auf die Parameter der Gasturbine auswirkt. Zunächst werden dazu die Entwicklungen der Luft- und Treibstoffmassenströme der einzelnen Gasturbine in turbo-elektrischer Konfiguration in Bezug auf die Neuauslegung in Abb. 5.5 betrachtet.

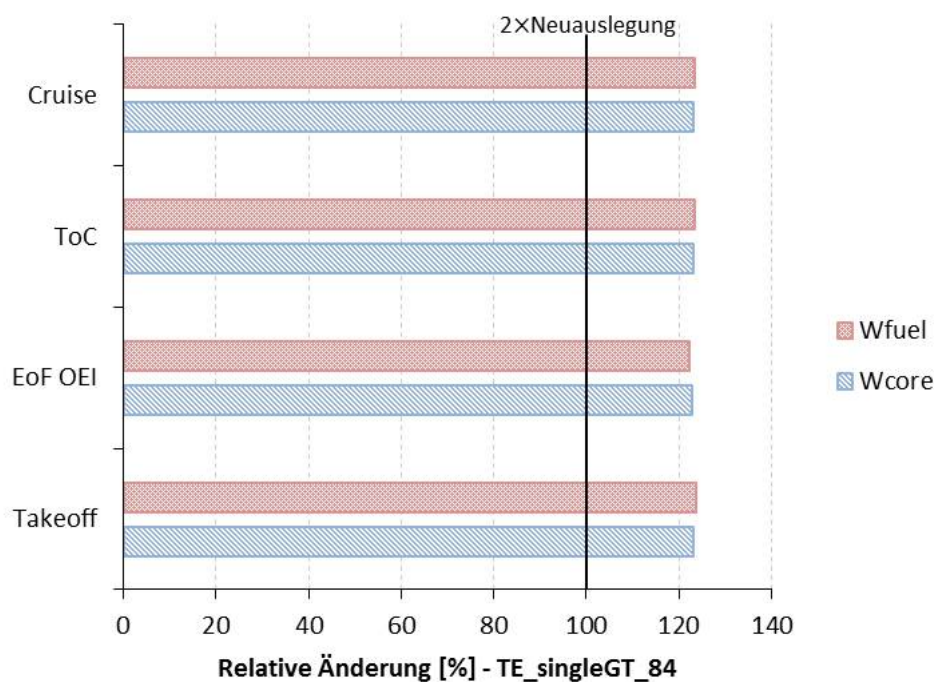


Abbildung 5.5.: Vergleich der Massenströme - TE_singleGT_84

Zu erkennen ist ein sehr ähnlicher Verlauf zu den Entwicklungen der Massenströme im Falle von zwei Gasturbinen im Antriebssystem. Es kommt jedoch wie erwartet zu deutlich höheren relativen Änderungen der Werte. Diese liegen in allen Betriebspunkten bei über 120% im Vergleich zur Neuauslegung. Die Zunahme des Durchsatzes beträgt mehr als 100%, da eine doppelte Antriebsleistung und zusätzlich ein Ausgleich der Verluste im elektrischen Strang erbracht werden müssen. Der Treibstoffmassenstrom passt sich entsprechend an.

Bei Untersuchung der in Abb. 5.6 dargestellten absoluten Änderung der polytropen Komponentenwirkungsgrade ist ebenfalls ein ähnlicher Verlauf zu der entsprechenden Entwicklung mit zwei Gasturbinen im System zu erkennen. Die relativen Änderungen thermodynamischer Parameter sind in Abb. 5.7 wiederzufinden. Auch in diesem Fall ist der Wertebereich der relativen Änderungen mit etwas über 2,5% deutlich höher.

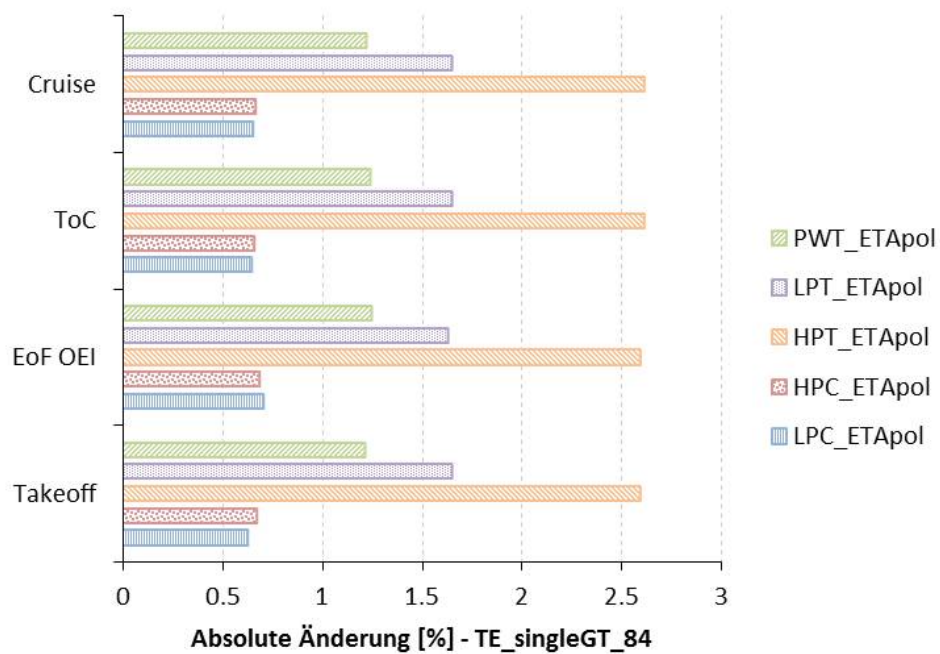


Abbildung 5.6.: Vergleich der Komponentenwirkungsgrade - $TE_{singleGT_84}$

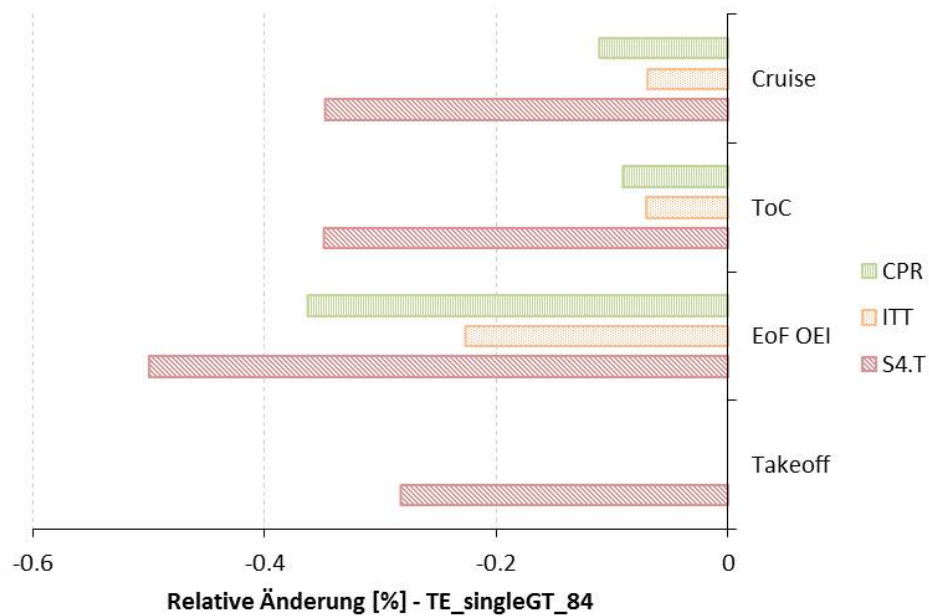


Abbildung 5.7.: Vergleich thermodynamischer Größen - $TE_{singleGT_84}$

In diesen Bereichen kommt es im Off-Design zu leicht abweichenden Tendenzen der Entwicklungen untereinander im Vergleich zum normalen turbo-elektrischen Antriebssystem mit zwei Gasturbinen. Zu begründen ist dies mit der Skalierung der Komponentenkennfelder. So müssen diese im Falle der einzelnen Gasturbine aufgrund deutlich höherer Durchsätze neu skaliert werden, weshalb sich die Verläufe der dargestellten Entwicklungen in den Diagrammen 5.6 und 5.2 leicht unterscheiden.

Die erkennbaren Änderungen der betrachteten Parameter liegen in ähnlicher Größenordnung wie bei der turbo-elektrischen Konfiguration mit zwei Gasturbinen. Im Auslegungspunkt ist auch in diesem Fall keine Entwicklung in den Parametern ITT und CPR zu sehen. Beide Parameter werden im Design auf bestimmte Werte festgelegt. Im Vergleich zur Entwicklung bei der normalen turbo-elektrischen Konfiguration ändert sich die Brennkammeraustrittstemperatur am stärksten. Diese nimmt aufgrund des deutlich größeren Durchsatzes ab. Dabei werden Änderungen von ca. 0,5% im Vergleich zur Neuauslegung erreicht. Die ITT zeigt aufgrund des zwischengeschalteten Kühlsystems weniger ausgeprägte Änderungen. Wegen der wachsenden Verringerung der $S4.T$ zeigt das Verdichterdruckverhältnis im Vergleich zur Entwicklung beim TE_84 weniger starke Ausschläge. Die entsprechenden Vergleiche des Konzeptes TE_singleGT_84 mit der Konfiguration TE_84 sind ebenfalls in Anhang E dargestellt.

5.1.2. Parallel hybrides System

Beim parallel hybriden Konzept haben die eingebrachten elektrischen Komponenten über deren Gesamteffizienz keinen Einfluss auf die Gasturbine. Die Eigenschaften der Gasturbine werden über das Leistungsverhältnis H_P beeinflusst.

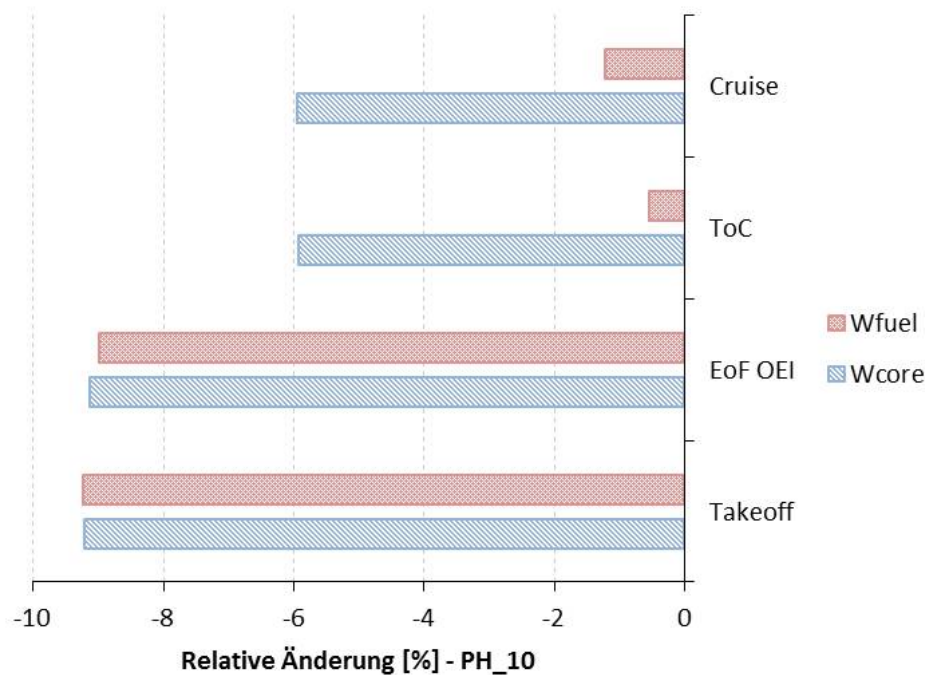


Abbildung 5.8.: Vergleich der Massenströme - PH_10

Die Entwicklung der Massenströme in der Gasturbine bei Einbringung der elektrischen Komponenten in einen parallel hybriden Strang mit einem Leistungsverhältnis von 10% ist in Abb. 5.8 dargestellt. Zu erkennen ist, dass beide Massenströme in allen Betriebspunkten im Vergleich zur Neuauslegung abnehmen. Im Auslegungspunkt Takeoff nehmen Kern- und Treibstoffmassenstrom fast um den gleichen relativen Wert ab. Die Änderungen belaufen sich auf knapp unter 10%. Aufgrund der elektrischen Unterstützung werden geringere Leistungsanforderungen an die Gasturbine gestellt. Daher ist ein kleinerer Durchsatz erforderlich, was zu einer kleineren Gasturbine führt. Dies wirkt sich auch direkt auf den erforderlichen Treibstoffmassenstrom aus.

Der zweite Betriebspunkt EoF OEI weist eine ähnliche Tendenz auf. Beide Betriebspunkte werden elektrisch unterstützt. Dies gilt nicht für die beiden Off-Design-Punkte ToC und Cruise. In diesen Betriebspunkten sinkt der Durchsatz nicht so stark ab wie in den unterstützten Punkten. Noch deutlicher ist dies am Treibstoffmassenstrom zu erkennen. So muss die kleiner ausgelegte Gasturbine die erforderliche Antriebsleistung in diesen Punkten über schnellere Drehzahlen und einen heißeren Kreisprozess erfüllen. Es kann daher weniger Treibstoff gespart werden. Im höher belasteten ToC-Punkt wird die minimale Ersparnis des Treibstoffmassenstroms erreicht. Die Entwicklung dieser Massenströme bei höheren Leistungsverhältnissen findet sich in Abb. 5.9 wieder.

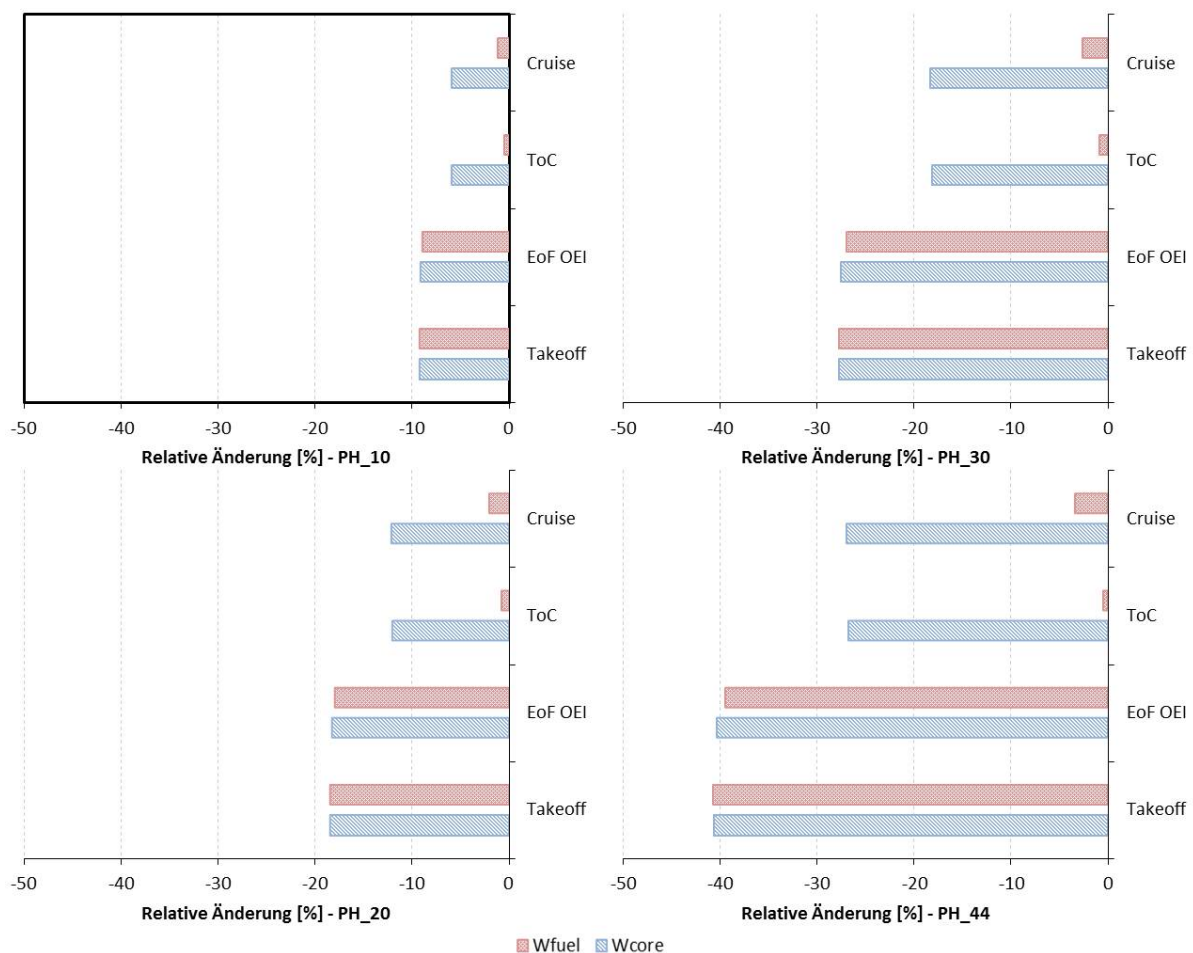


Abbildung 5.9.: Vergleich der Massenströme - Parallel hybrides System

Eine Anhebung des Leistungsverhältnisses führt zu größeren Abnahmen im Kernmassenstrom. So wird noch mehr Antriebsleistung durch den elektrischen Strang übernommen, wodurch die Gasturbine weiter entlastet und kleiner ausgelegt werden kann. Die Änderungen bei der Variation von H_P sind in den unterstützten Punkten am größten. So wird in den Off-Design-Punkten ToC und Cruise eine höhere Leistungsanforderung eher über höhere Wellendrehzahlen und Temperaturen ausgeglichen.

Die Entwicklung der polytropen Komponentenwirkungsgrade durch Einbringung der elektrischen Komponenten ins Antriebssystem PH_10 zeigt Abb. 5.10.

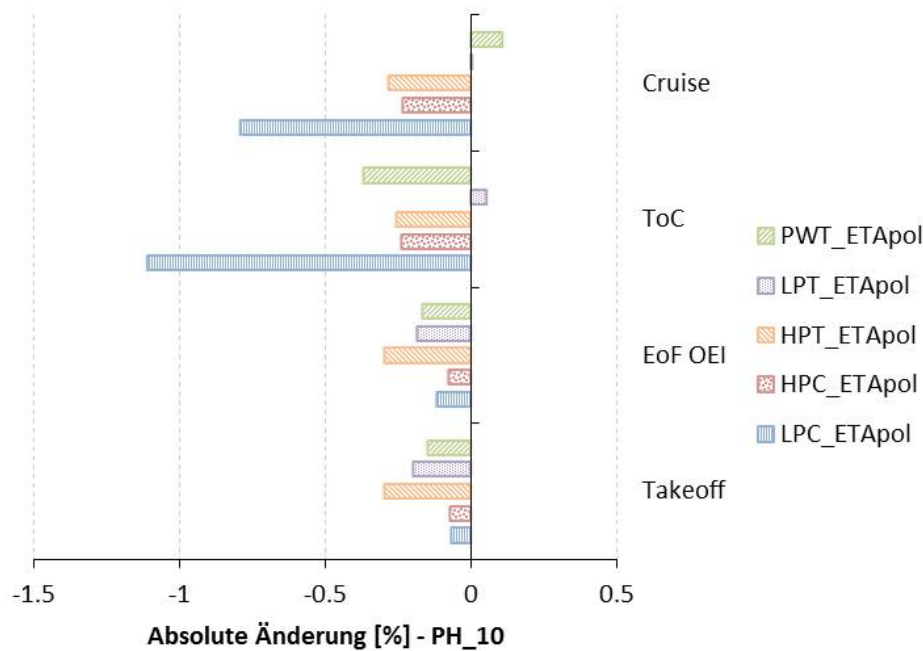


Abbildung 5.10.: Vergleich der Komponentenwirkungsgrade - PH_10

Im Auslegungspunkt fallen alle betrachteten Wirkungsgrade geringfügig ab. Zu erklären ist dies mit der Abnahme des Kernmassenstroms und damit der Gasturbinengröße. Die beiden Radialverdichter weisen einen ähnlichen Ausschlag auf. Die Turbinen zeigen im Vergleich mit den Verdichtern größere Entwicklungen aufgrund der steiler verlaufenden Wirkungsgradkurven. Dabei wird die HPT wie im Falle der turbo-elektrischen Systeme mit der steilsten Kurve beschrieben, wodurch die Änderungen des zugehörigen polytropen Wirkungsgrades am größten sind. Der erste Off-Design-Punkt weist aufgrund gleicher Größenordnung der Leistungsanforderungen und elektrischer Unterstützung ähnliche Entwicklungen auf. Es kommt allerdings auch in diesem Konzept zu einer Umkehr der Entwicklung von LPC und HPC zwischen Design und Off-Design. Auch hier sind Kennfeldeffekte der ausschlaggebende Faktor.

In den Off-Design-Punkten ToC und Cruise kommt es zu großen Veränderungen des Wirkungsgrades des Niederdruckverdichters. Da die Wirkungsgrade im Off-Design aus den jeweiligen Komponentenkennfeldern bestimmt werden, müssen die entsprechenden Kennfelder des hybriden Konzeptes und der Neuauslegung miteinander verglichen werden, um diese deutlichen Sprünge nachvollziehen zu können. Zu diesem Zweck sind Ausschnitte der LPC-Kennfelder beider Gasturbinen in Anhang E abgebildet.

Es zeigt sich eine Verschiebung der Betriebspunkte. So verändern die nicht elektrisch unterstützten Off-Design-Punkte ihre Position am stärksten. Sie wandern aufgrund der kleineren Auslegung der Gasturbine in Richtung höherer Drehzahlen. Dieser Effekt, kombiniert mit der Neuskalierung des Kennfeldes bei der Design-Rechnung dieser Gasturbine, führt zur Verringerung des polytropen Wirkungsgrades des LPC von um die 1% in ToC und Cruise.

Weiterhin auffallend beim Betriebspunkt ToC ist die Verbesserung des polytropen Wirkungsgrades der LPT im Vergleich zur Neuauslegung. Auch in diesem Fall muss eine Begründung für dieses Verhalten in den jeweiligen Komponentenkennfeldern von Neuauslegung und PH_10 gesucht werden. Ausschnitte beider Kennfelder finden sich in Anhang E wieder. Auch hier macht sich der Sprung der letzten beiden Off-Design-Betriebspunkte in höhere Drehzahlbereiche bemerkbar. In diesem Fall führt dies zu einem leichten Anstieg des polytropen Wirkungsgrades der LPT. Auch im Cruise ist eine leicht positive Entwicklung dieses Wirkungsgrades zu erkennen.

Beim Betriebspunkt Cruise fällt außerdem die Entwicklung des polytropen Wirkungsgrades der Leistungsturbine auf. So zeigt sich ausschließlich in diesem Punkt eine Erhöhung dieses Komponentenwirkungsgrades in Bezug auf die Neuauslegung. Auch in diesem Betriebspunkt kann eine Aussage über dieses Verhalten lediglich mit Hilfe der in Anhang E abgebildeten entsprechenden Kennfelder erfolgen. Im Gegensatz zu den bisher betrachteten Turbokomponenten sinkt die relative Drehzahl der Leistungsturbine bei der Einbringung von elektrischer Unterstützung in den Antriebsstrang ab. Da dennoch die gleiche Leistung erbracht werden muss, erhöht sich das zugehörige Druckverhältnis. So verschiebt sich der Betriebspunkt Cruise im Kennfeld in einen Bereich höherer Wirkungsgrade. Der ToC wandert etwas aus diesem Bereich heraus. Sollte sich diese Tendenz durch weitere Verkleinerung der Gasturbine bzw. Erhöhung der elektrischen Unterstützung fortsetzen, so fällt ab einem gewissen Grad der Unterstützung der polytrope Wirkungsgrad der Leistungsturbine auch im Cruise ab.

Letzterer Zusammenhang ist bei der Betrachtung der Entwicklungen der polytropen Komponentenwirkungsgrade bei Erhöhung des Leistungsverhältnisses zu erkennen. Diese Entwicklung ist in Abb. 5.11 dargestellt. Bereits bei einem H_P von 20% ist die beschriebene Tendenz des abnehmenden Wirkungsgrades bei der Leistungsturbine in Bezug auf die Neuauslegung zu erkennen. Mit steigendem Leistungsverhältnis, und damit abnehmender Gasturbinengröße, zeigt sich eine Verringerung der Komponentenwirkungsgrade in den unterstützten Punkten. In den beiden Off-Design-Punkten ToC und Cruise steigt der polytrope Wirkungsgrad der LPT kennfeldbedingt weiter an. Die absoluten Änderungen des LPC und der PWT weisen dabei die höchsten Werte von um die 5% im ToC auf.

Die Änderungen thermodynamischer Parameter des Konzeptes PH_10 im Vergleich zur Neuauslegung sind in Abb. 5.12 dargestellt. Im Auslegungspunkt lässt sich ein Anstieg der Brennkammeraustrittstemperatur erkennen. ITT und CPR ändern sich im Design nicht, da diese Parameter konzeptunabhängig auf bestimmte Werte festgelegt wurden. Dass sich die Temperatur an der Station 4 trotzdem ändert, liegt an der kleineren Auslegung der Gasturbine und dem angepassten Kühlluftmassenstrom. Auch im Betriebspunkt EoF OEI kommt es nicht zu großen Änderungen der thermodynamischen Größen. So steigen Temperaturen sowie Druckverhältnisse geringfügig an. Dies ist mit dem geringeren Kernmassenstrom und somit heißeren Kreisprozess zu begründen. Dabei treten keine größeren Änderungen auf, da die kleinere Gasturbine in diesen Punkten auch weniger leisten muss. Die restliche Antriebsleistung wird vom elektrischen System übernommen.

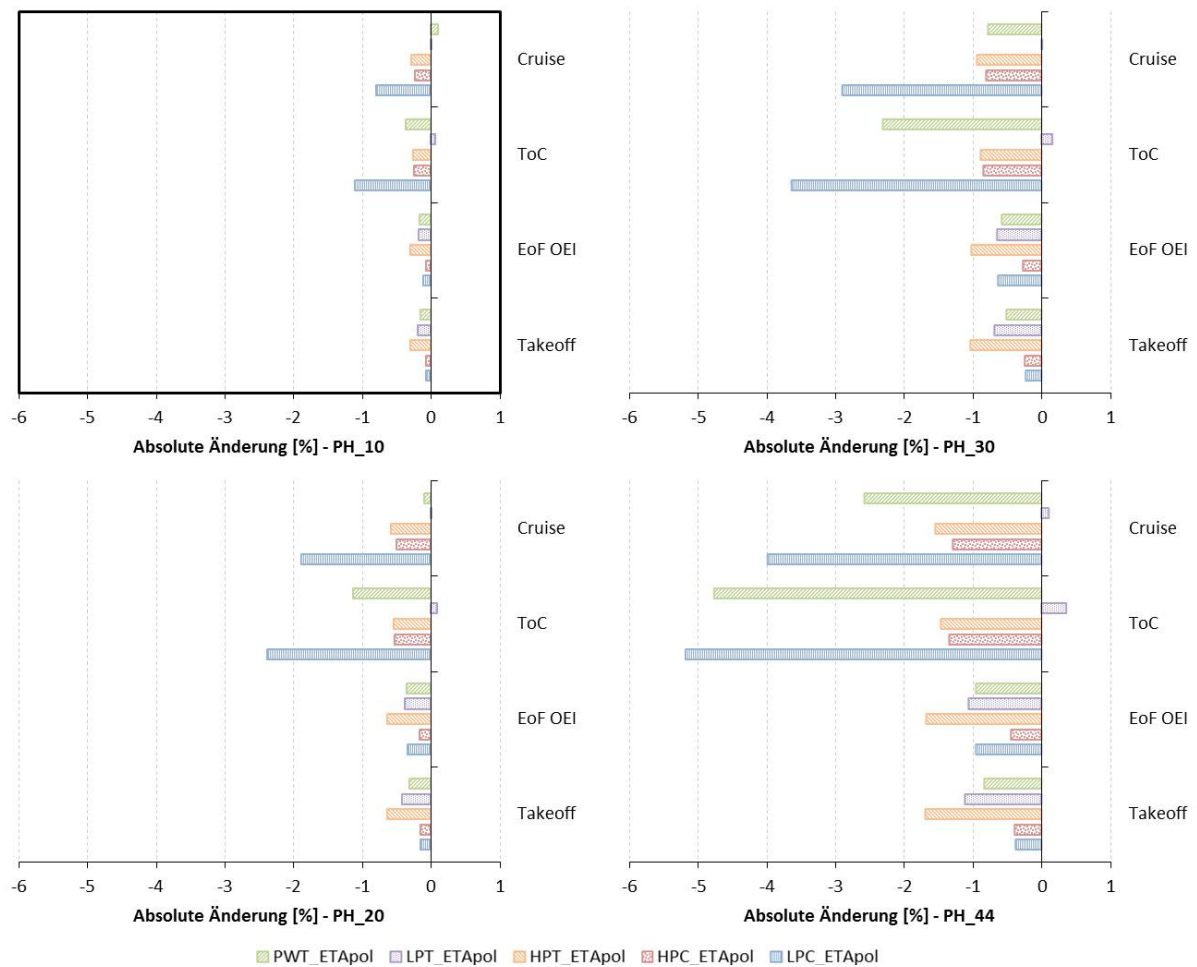


Abbildung 5.11.: Vergleich der Komponentenwirkungsgrade - Parallel hybrides System

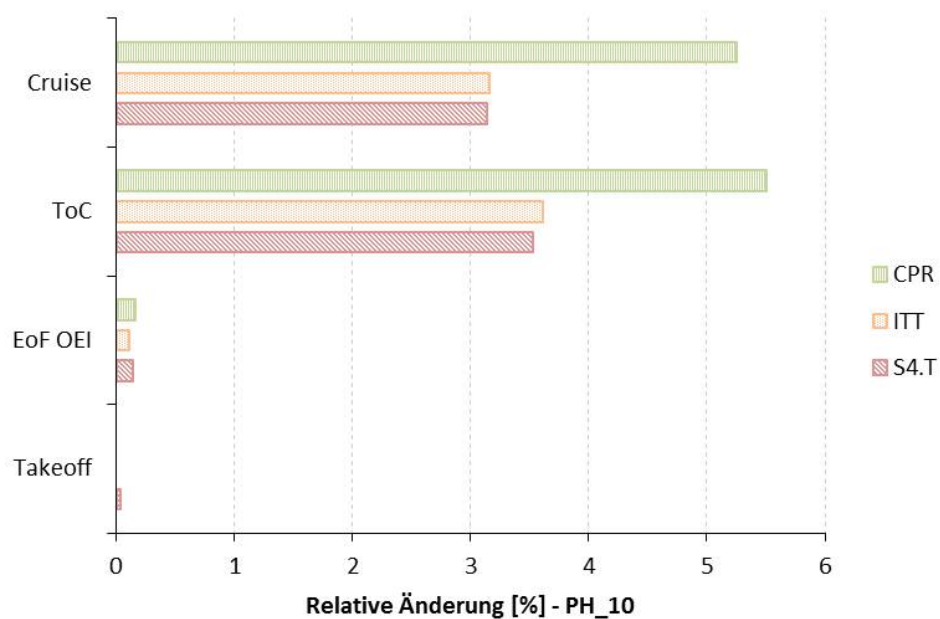


Abbildung 5.12.: Vergleich thermodynamischer Größen - PH_10

In den nicht unterstützten Off-Design-Punkten treten größere Entwicklungen auf. Die Gasturbine läuft erkennbar schneller und heißer, um die gleiche Antriebsleistung erbringen zu können wie eine größer ausgelegte Gasturbine. Die relative Betrachtungsweise der Temperaturentwicklungen lässt hier vermuten, dass die ITT einen größeren Sprung macht als die $S4.T$. Absolut gesehen weist die Brennkammeraustrittstemperatur jedoch knapp die größere Änderung auf. Dies ist mit dem dazwischen liegenden Kühlsystem zu begründen, welches das Temperaturniveau senkt. Aufgrund der kleinen Zahlenwerte der verglichenen Druckverhältnisse, weist dieser Parameter relativ gesehen die größten Änderungen auf. Die Entwicklung der betrachteten thermodynamischen Parameter bei Erhöhung des Leistungsverhältnisses ist in Anhang E abgebildet. Bei Erhöhung des Leistungsverhältnisses H_P auf 20-44% vergrößern sich die Änderungen der thermodynamischen Parameter, wobei die dargestellten Tendenzen untereinander beibehalten werden.

5.1.3. Seriell hybrides System

Das seriell hybride Antriebskonzept kombiniert Eigenschaften des turbo-elektrischen und parallel hybriden Systems. Dementsprechend treten bei Einbringung elektrischer Komponenten in den Antriebsstrang auch beide geschilderten Einflussarten auf die Gasturbine auf. So wird diese zum einen von der elektrischen Gesamteffizienz der Komponenten im Antriebsstrang, zum anderen von der Höhe der elektrischen Leistungszugabe beeinflusst. Beide Aspekte werden in der Analyse berücksichtigt. Variiert wird allerdings nur der Grad der elektrischen Unterstützung, da in diesem Fall signifikante Änderungen auftreten.

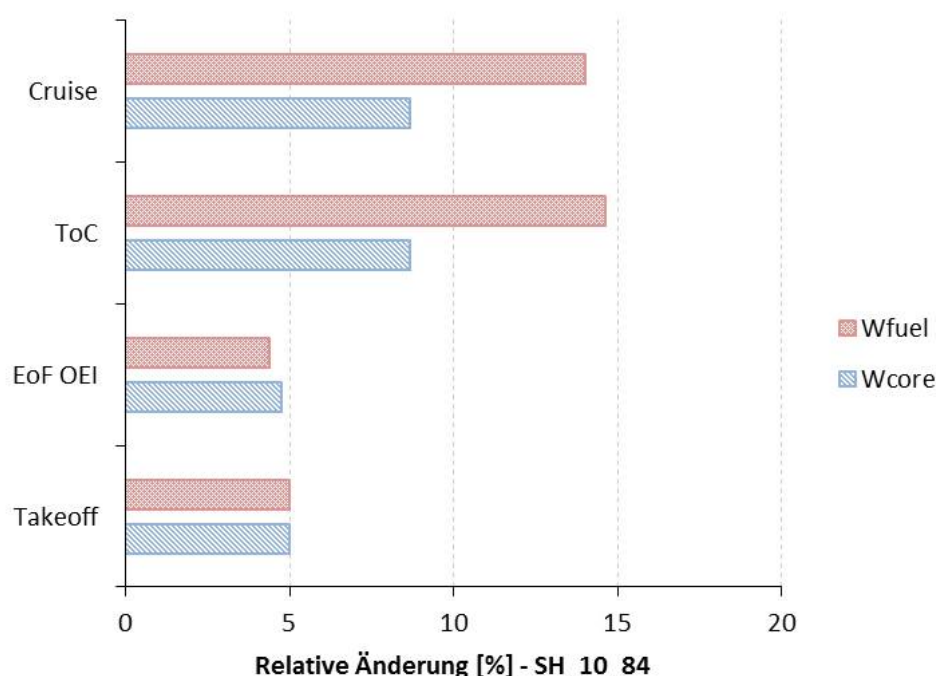


Abbildung 5.13.: Vergleich der Massenströme - SH_10_84

Die elektrische Gesamteffizienz wird für jedes betrachtete seriell hybride System auf den Referenzwert von 84% festgelegt. Auswirkungen einer Variation dieses Wertes wurden in Abschnitt 5.1.1 untersucht. Die Auswirkungen auf die Massenströme der Gasturbine durch Einbringung entsprechender elektrischer Komponenten in den seriell hybriden Antriebsstrang zeigt Abb. 5.13 am Beispiel der 10%igen Unterstützung bei einer elektrischen Gesamteffizienz von 84%. Zu erkennen ist eine Steigerung beider Massenströme um in etwa 5% im Auslegungspunkt. Die Gasturbine wird in diesem Konzept also größer ausfallen als die Neuauslegung. Daher kommt auch der Mehrverbrauch zustande.

Eine ähnliche relative Änderung der Massenströme ist im Off-Design-Punkt EoF OEI wiederzufinden. Aufgrund der geringeren Leistungsanforderungen in diesem Punkt fallen die Änderungen allerdings nicht so hoch aus wie im Takeoff und der Treibstoffmassenstrom zeigt eine kleinere Entwicklung als der Durchsatz. Diese Tendenz ändert sich allerdings bei Betrachtung der beiden weiteren Off-Design-Punkte. In diesen Punkten fehlt die Unterstützung des elektrischen Systems. Dies führt zu einem deutlichen Anstieg des Treibstoffmassenstroms in diesen Punkten. Dieser beträgt im höher belasteten Betriebspunkt ToC an die 15%. Die nicht unterstützte Gasturbine verbrennt deutlich mehr Kraftstoff zur Erbringung der erforderlichen Antriebsleistung. Darüber hinaus muss eine zusätzliche Leistung für die Verluste im elektrischen Strang aufgebracht werden.

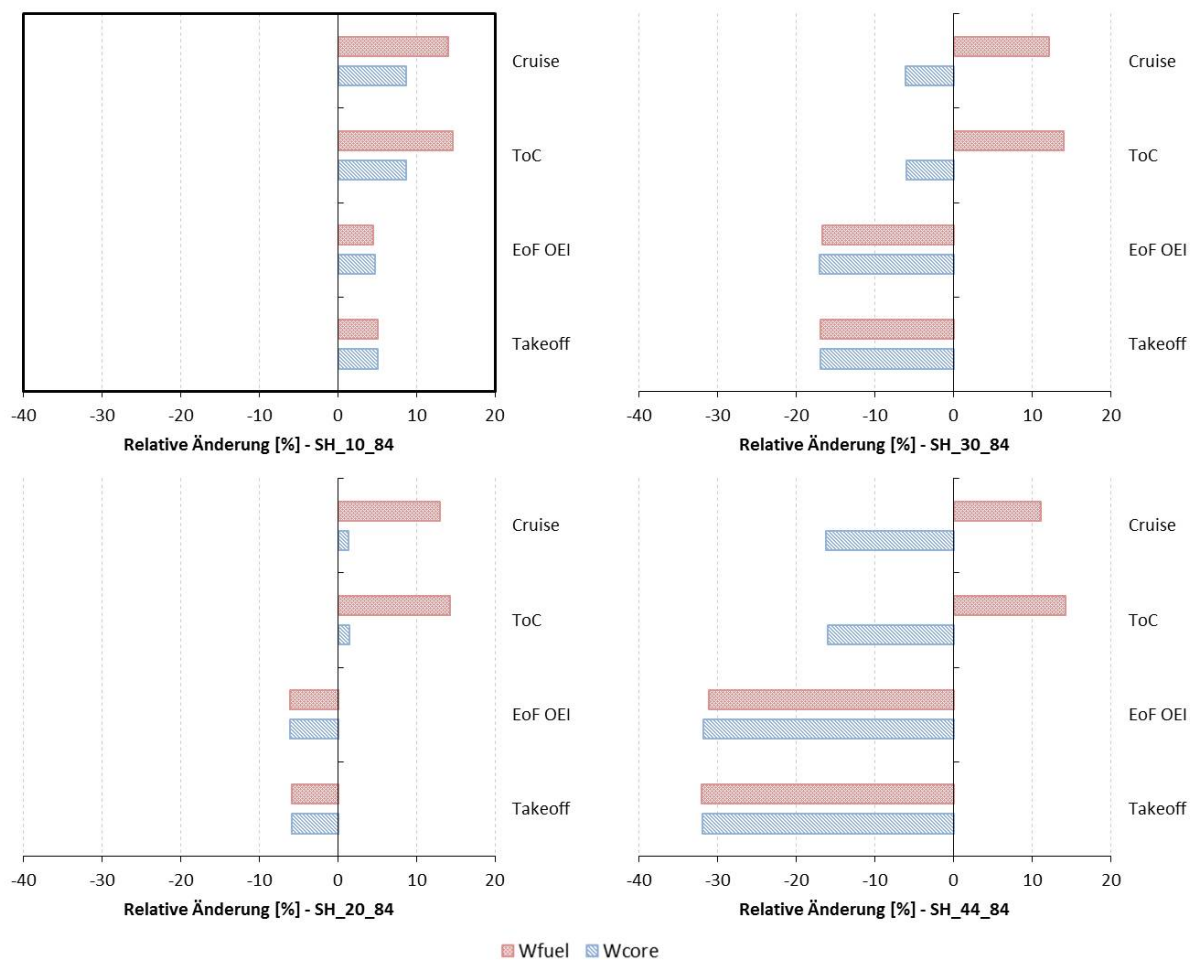


Abbildung 5.14.: Vergleich der Massenströme - Seriell hybrides System

Die Entwicklung der Massenströme bei Erhöhung der elektrischen Unterstützung im hybriden Antriebssystem ist in Abb. 5.14 dargestellt. Ab einer Unterstützung von 20% sind abnehmende Massenströme in den ersten beiden Betriebspunkten zu erkennen. Die Gasturbine wird also erstmals kleiner ausgelegt. Durch die elektrische Unterstützung in diesen Punkten verringert sich auch der Treibstoffmassenstrom.

Die Off-Design-Punkte ToC und Cruise weisen untereinander ebenfalls ein ähnliches Verhalten auf. Die Entwicklung des Kernmassenstroms bei 20%iger Unterstützung ist im Vergleich zu SH_10_84 deutlich rückgängig. So nimmt mit der Größe der Gasturbine auch der Durchsatz ab. Anders verhält sich allerdings der Treibstoffmassenstrom. Trotz kleinerer Auslegung im Vergleich zur Unterstützung von 10%, bleibt dieser zwischen 10 und 15% Steigerung im Vergleich zur Neuauslegung. Die Gasturbine muss in diesen Punkten aufgrund der wegfallenden elektrischen Unterstützung und der kleineren Auslegung heißer laufen. Aus diesem Grund ist ein größerer Treibstoffmassenstrom als bei der Neuauslegung erforderlich. Da die Gasturbine mit einem im Vergleich zu SH_10_84 geringerem Kernmassenstrom bereits heißer läuft, kommt es beim erforderlichen Treibstoffmassenstrom nur zu geringen Änderungen.

Eine gleiche Entwicklungstendenz zeichnet sich auch bei Betrachtung der zwei weiteren Unterstützungsgrade im seriell hybriden Antriebssystem ab. So nehmen die Massenströme in den unterstützten Betriebspunkten weiter ab und kommen im Falle der 44%igen Unterstützung auf Werte über 30% Abnahme in Bezug auf die Neuauslegung. In den Off-Design-Punkten ToC und Cruise läuft die Entwicklung des Kernmassenstroms in den negativen Bereich. Die Tendenz der Treibstoffmassenströme verändert sich allerdings kaum. In diesen Punkten zeigen sich aufgrund der kleineren Auslegung der Gasturbine und nicht vorhandener elektrischer Unterstützung keine positiven Auswirkungen auf den Kraftstoffbedarf der Gasturbine.

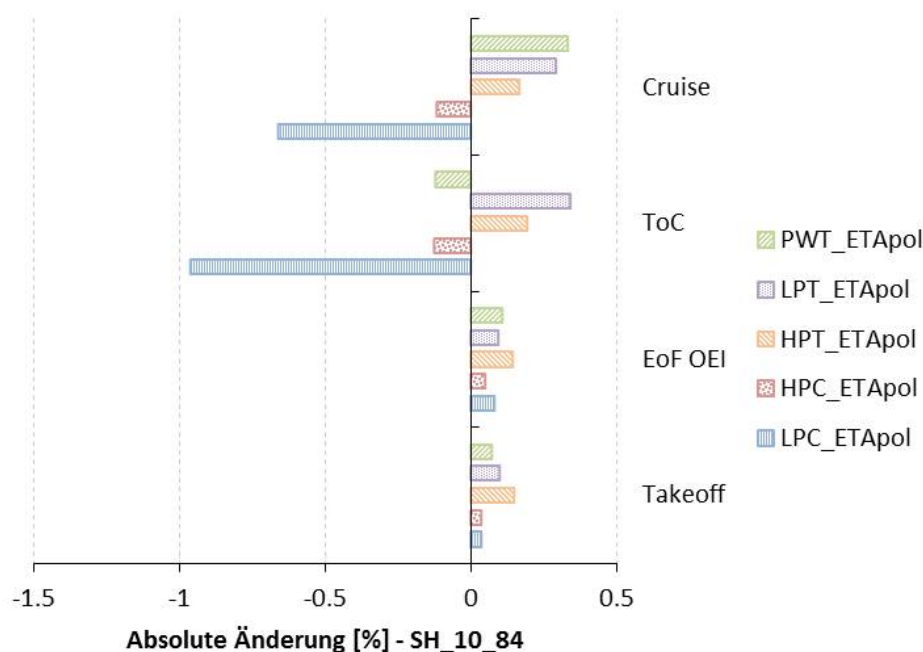


Abbildung 5.15.: Vergleich der Komponentenwirkungsgrade - SH_10_84

Die Entwicklung der polytropen Komponentenwirkungsgrade durch Einbringung der elektrischen Komponenten in den seriell hybriden Antriebsstrang ist in Abb. 5.15 dargestellt. Im Auslegungspunkt ist eine leichte Steigerung der betrachteten Wirkungsgrade zu erkennen. Da die Gasturbine im Falle der elektrischen Unterstützung von 10% größer ausgelegt wird, erhöhen sich entsprechend die polytropen Wirkungsgrade der Turbokomponenten. Dabei kommt es im Falle der Turbinen zu größeren Steigerungen aufgrund der in Abb. 5.3 erkennbaren steileren Verläufe der zugrunde gelegten Funktionen. Im zweiten unterstützten Betriebspunkt EoF OEI bewegen sich die Entwicklungen im gleichen Größenbereich wie im Takeoff. Aufgrund von Kennfeldeffekten kommt es unter den Komponenten zu leicht abweichenden Tendenzen im Vergleich zum Auslegungspunkt.

In den nicht unterstützten Off-Design-Punkten ToC und Cruise kommt es zu differierenden Entwicklungen der dargestellten Wirkungsgrade. Trotz der größer ausgelegten Gasturbine und des dadurch im Vergleich zur Neuauslegung größeren Durchsatzes, sinken die Wirkungsgrade der Verdichter und der Leistungsturbine im ToC. Zu begründen ist dies mit den entsprechenden Komponentenkennfeldern. So kommt es aufgrund der fehlenden elektrischen Unterstützung zu höheren Drehzahlen in diesen Betriebspunkten, da das entsprechende Kennfeld im Design mit elektrischer Unterstützung skaliert wird. Die Position des ToC verschiebt sich in den Kennfeldern dadurch in Bereiche höherer relativer Drehzahlen. Bei den Verdichtern und der Leistungsturbine führt dies zu sinkenden polytropen Wirkungsgraden, wobei die Änderungen beim LPC mit ca. 1% am größten sind. In den Kennfeldern der HPT und LPT wandert der ToC durch die Drehzahländerung in Bereiche höheren Wirkungsgrades. Beim Betriebspunkt Cruise sind die Änderungen weniger extrem, wobei die Leistungsturbine nun einen Ausschlag in den positiven Bereich aufweist. Die verschiedenen Verläufe der Entwicklung des entsprechenden polytropen Komponentenwirkungsgrades gründet auf den unterschiedlichen Lagen der Betriebspunkte ToC und Cruise im Kennfeld der Leistungsturbine.

Die Änderungen der Wirkungsgrade des seriell hybriden Konzeptes bei Erhöhung des Unterstützungsgrades im Vergleich zur Neuauslegung sind in Abb. 5.16 dargestellt. Sobald die Gasturbine ab einer elektrischen Unterstützung von 20% kleiner ausgelegt wird, verringern sich die polytropen Komponentenwirkungsgrade im Vergleich zur Neuauslegung in den unterstützten Betriebspunkten. In den Off-Design-Punkten ToC und Cruise ist ein Umschlagen der Entwicklung des HPT-Wirkungsgrades in den negativen Bereich zu erkennen. Ab einem Unterstützungsgrad von 30% weist die Leistungsturbine auch im Cruise eine negative Entwicklung auf. Lediglich die Effizienz der LPT steigt mit fortschreitender elektrischer Unterstützung an. Ansonsten nehmen die polytropen Komponentenwirkungsgrade mit wachsendem Unterstützungsgrad um ähnliche Größenordnungen wie beim parallel hybriden Antriebssystem ab.

Die Entwicklung thermodynamischer Parameter der ins seriell hybride Konzept SH_10_84 implementierten Gasturbine im Vergleich zur Neuauslegung findet sich in Abb. 5.17. Im Auslegungspunkt ist lediglich eine sehr kleine Änderung der Brennkammeraustrittstemperatur zu erkennen. Diese nimmt leicht ab. Im Betriebspunkt EoF OEI kommt es zu größeren Abnahmen der betrachteten thermodynamischen Parameter. Da die Gasturbine im vorliegenden Konzept größer ausgelegt wird, nehmen Temperaturen und Druckverhältnisse aufgrund des gestiegenen Durchsatzes etwas ab. Anders verhält es sich in den anderen beiden Off-Design-Punkten. Hier ist ein starker Anstieg der Temperaturen und des Verdichterdruckverhältnisses zu erkennen. Die Gasturbine muss in diesen Betriebspunkten aufgrund der fehlenden elektrischen Unterstützung heißer laufen.

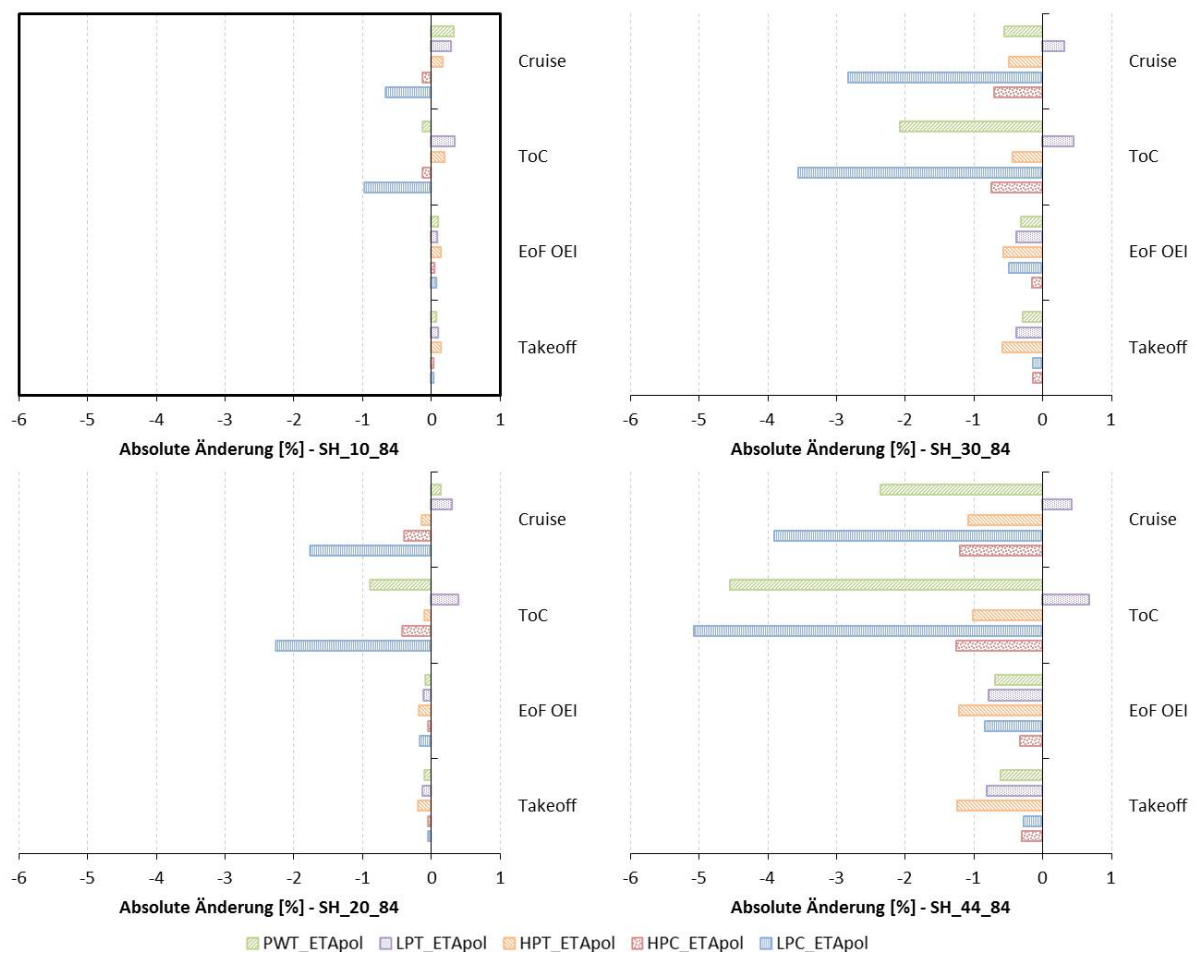


Abbildung 5.16.: Vergleich der Komponentenwirkungsgrade - Seriell hybrides System

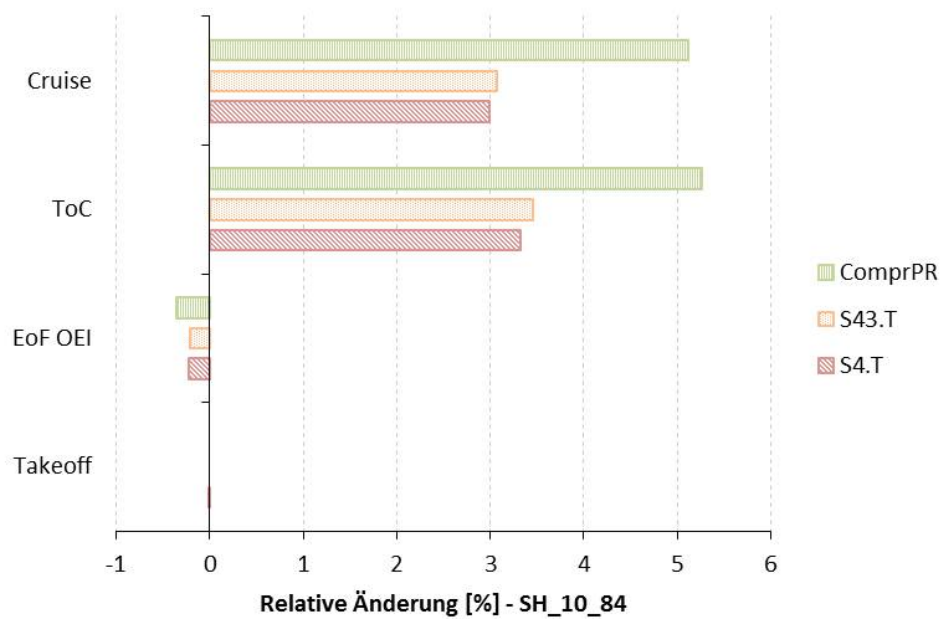


Abbildung 5.17.: Vergleich thermodynamischer Parameter - SH_10_84

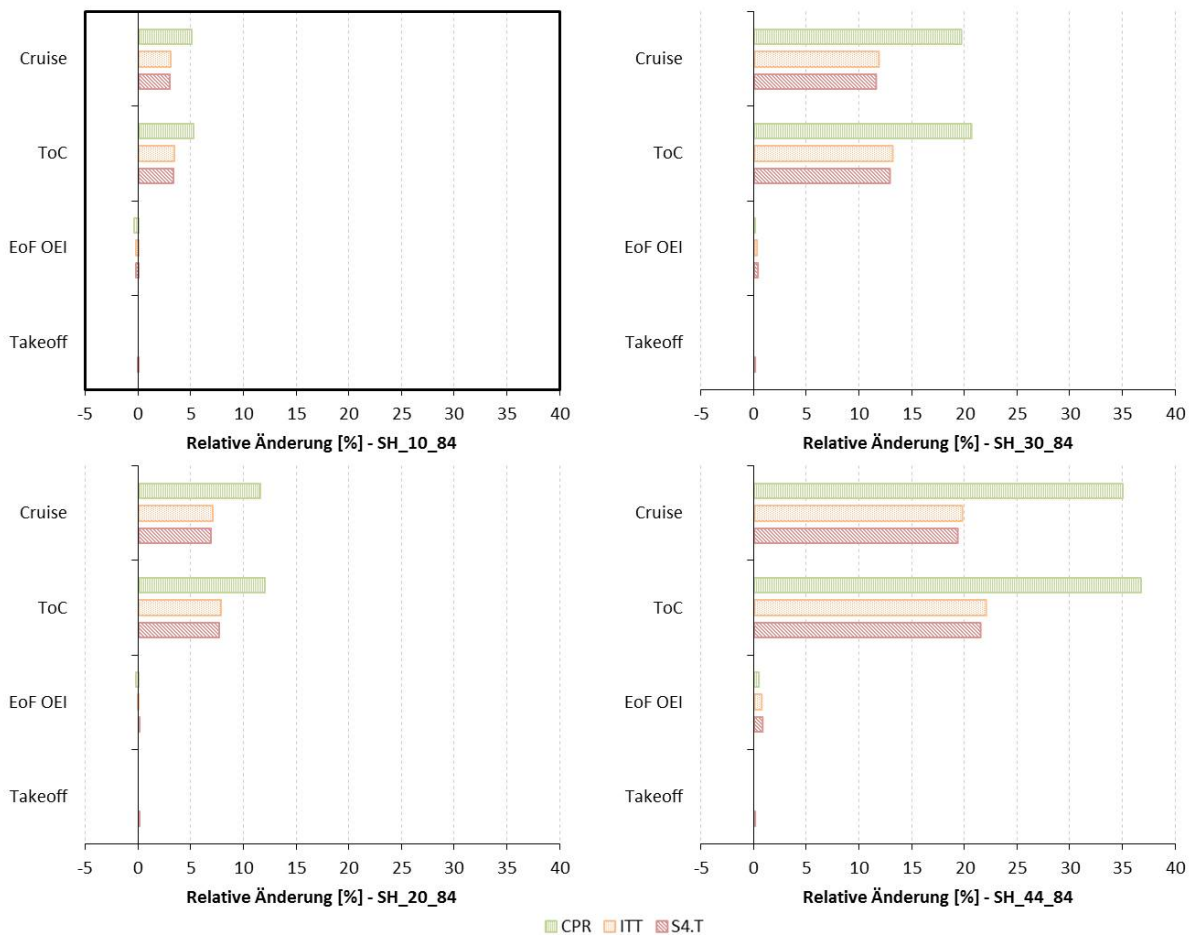


Abbildung 5.18.: Vergleich thermodynamischer Parameter - Seriell hybrides System

Die Veränderung der thermodynamischen Größen bei Erhöhung der elektrischen Unterstützung ist in Abb. 5.18 dargestellt. Aufgrund der Skalierung der Diagramme ist schwer zu erkennen, dass die Entwicklung der Brennkammeraustrittstemperatur ab einer elektrischen Unterstützung von 20% in die positive Achsenrichtung umschwenkt. Im Betriebspunkt EoF OEI hingegen weisen die thermodynamischen Parameter erst ab einer Unterstützung von 30% eine Erhöhung im Vergleich zur Neuauslegung auf. Die Entwicklungen der betrachteten Größen zeigen mit höheren Unterstützungsgraden steigende Änderungen in den positiven Bereich und behalten die Tendenzen untereinander bei.

5.2. Flugmissionsrechnung

Folgender Abschnitt dient zur Auswertung der Einflüsse der ins Antriebssystem eingebrachten elektrischen Komponenten auf Flugmissionsebene. Dazu wird das Programm „GtLab-Flight“ verwendet. Als Input-Dateien werden dabei Informationen zum Triebwerk und Flugzeug benötigt. Letztere kommen aus der BADA-Datenbank. Es handelt sich hierbei um Flugzeuggewichte sowie aerodynamische Beiwerte.

Diese hängen von der Konfiguration des Flugzeuges und damit der Flugphase ab. Die erforderlichen Triebwerksdaten werden mit Hilfe der Leistungssyntheserechnung in GTlab-Performance erzeugt. Dazu wird unter Verwendung von Parameterstudien ein sogenanntes Triebwerksdeck berechnet. Durch diese Berechnung werden wesentliche Parameter des Triebwerks in einem definierten Betriebsbereich in einer Matrix festgehalten.

Anschließend wird die Flugmission segmentweise definiert. So werden mit Hilfe von [81] und der BADA-Datenbank Flugsegmente durch Fluggeschwindigkeiten, Steig- und Sinkraten sowie Höhen definiert. Auf diesem Weg wird eine typische Flugmission dieses Flugzeuges abgebildet. Diese ist in Abb. 5.19 mit der Flughöhe über die Flugzeit aufgetragen. Zu erkennen sind neben dem Climb Out zwei weitere Steigflugphasen.

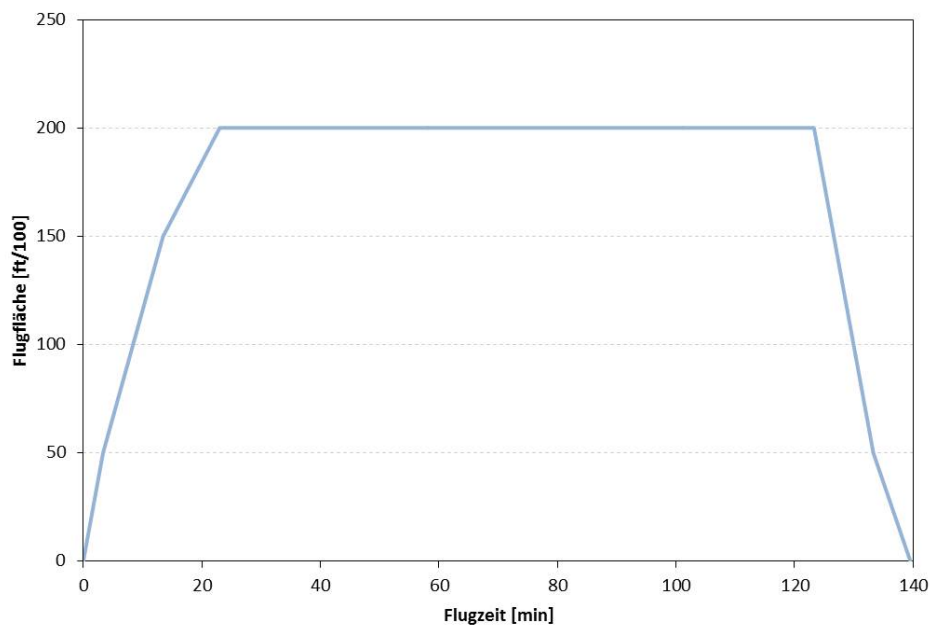


Abbildung 5.19.: Definierte Flugmission aufgetragen über die Flugzeit

Diese unterscheiden sich in der zugrunde liegenden Steigrate und Fluggeschwindigkeit. Nach dem Verlassen der Reiseflughöhe von 20000 ft beginnt der Sinkflug mit anschließendem Approach und Landing. Die auf diese Weise abgebildete Flugmission umfasst eine zeitliche Dauer von etwas über zwei Stunden.

Bei dem wesentlichsten, in der Flugmissionsrechnung ermittelten, Parameter handelt es sich um die erforderliche Kraftstoffmenge. Dabei werden keine Reserven berücksichtigt. Gerechnet wird die Flugmission rückwärts von der Landing bis zum Start. So wird zunächst das Landegewicht des Flugzeuges berechnet. Anschließend wird in der Rechnung auf die Startmasse des Flugzeuges iteriert. Die Differenz beider Gewichte ergibt dann den erforderlichen Missionskraftstoff.

Um das Flugzeugleergewicht bestimmen zu können, muss das Gewicht des jeweiligen Antriebssystems bekannt sein. Mit der Ermittlung dieser Größe beschäftigt sich der folgende Teilabschnitt.

5.2.1. Gewichtsbestimmung

Das Flugzeuggewicht wird maßgeblich durch das Gewicht des Antriebssystems beeinflusst. Dies zeigt die Gewichtsübersicht der ATR72-500 mit konventionellem Antrieb in Tab. 5.1.

	Masse [kg]
OEW	13600
EngSyst	962
Max PL	7200
Max Fuel Load	5000
MZFW	20800
MLW	22350
MTOW	22800

Tabelle 5.1.: Gewichtsübersicht - ATR72-500

Das Gewicht des Antriebes ist bereits im OEW enthalten und wird daher ausgegraut dargestellt. Weiterhin ist zu erkennen, dass nicht das maximal mögliche Nutzlastgewicht mit vollen Tanks transportiert werden kann, ohne das MTOW zu überschreiten. So muss je nach Definition der Flugmission eine bestimmte Nutzlast vorgegeben werden. Abhängig vom Flugprofil kann dann der erforderliche Missionstreibstoff bestimmt werden.

Das Gewicht der hybriden Antriebsstränge setzt sich aus der neuausgelegten Gasturbine und den eingebrachten elektrischen Komponenten zusammen. Da die Neuauslegung abhängig vom hybriden Konzept unterschiedliche Größen und damit auch Gewichte annimmt, ist zur Bestimmung der jeweiligen Masse der Gasturbine eine Leistungsdichte erforderlich. Diese könnte durch Abschätzung der Gasturbinenmasse der Neuauslegung ermittelt werden. Eine solche Gewichtsabschätzung kann am besten mit einer Vorauslegungskette durchgeführt werden. Auf diesem Weg können mit Hilfe von Komponentengeometrien und bekannten Materialdichten Gewichte der Gasturbine auch bei variierenden Durchsätzen bestimmt werden.

Ein einfaches Abschätzungsmodell von NASA kann auf jede Art von Gasturbine angewendet werden. Dabei werden die Komponenten der Gasturbine jeweils durch einen Zylinder mit bestimmter Länge und bestimmtem Durchmesser abgebildet. Mit diesen Daten kann dann das jeweilige Volumen der Zylinder berechnet werden. Mit bekannter Komponentendichte wird anschließend das entsprechende Gewicht ermittelt. Das Gesamtgewicht der Gasturbine setzt sich dann aus der Summe der Komponentengewichte zusammen [82]. Als Gesamtgleichung ausgedrückt lautet dieser Zusammenhang wie folgt [82]:

$$m_{GT} = \frac{\pi}{4} \sum_n \rho_n L_n D_n^2 \quad (5.1)$$

Weitere Abschätzmethode des Triebwerkgewichts beziehen sich auf den Nettoschub im Takeoff, so z.B. der Ansatz von Svoboda. In anderen Fällen, wie z.B. bei Raymer, wird zusätzlich das Nebenstromverhältnis (BPR - Bypass Ratio) des Triebwerks berücksichtigt [83].

Da die Leistungsanforderung an die Gasturbine bei der Neuauslegung jedoch unverändert bleibt und sich die Methode des Bypass-Verhältnisses auf Turbofan-Triebwerke bezieht, kommen diese Verfahren zur Abschätzung des Gasturbinengewichts im vorliegenden Fall nicht in Frage.

Bei einem Parameter, in dem die Neuauslegung sich vom Referenztriebwerk unterscheidet, handelt es sich um den Durchsatz. Für eine Abschätzung des neuen Gasturbinengewichts würde dementsprechend der massenstromabhängige Ansatz von Whitehead und Brown in Frage kommen. Dabei wird ein einfacher Zusammenhang zwischen Gasturbinenmasse und Durchsatz im Design für Turbojet-Triebwerke hergestellt. Unterschieden werden dabei die zwei Konstruktionsarten „lightweight design“ und „orthodox design“ [83]. Da es sich bei dem Kerntriebwerk der betrachteten Turboprop-Konfiguration um den gleichen Aufbau wie beim Turbojet-Triebwerk handelt, könnten die im Folgenden dargestellten Korrelationen evtl. angewendet werden [83]:

$$m_{GT,lightweight} \propto (W_{des})^{1,45} \quad (5.2)$$

$$m_{GT,orthodox} \propto (W_{des})^{1,36} \quad (5.3)$$

Wird unter Verwendung des Mittelwertes der Exponenten beider Konstruktionsarten diese Korrelation auf die Neuauslegung in Bezug auf das Referenztriebwerk angewendet, ergibt sich eine Masse von ca. 293 kg. Im Vergleich zur Masse des Referenztriebwerkes von 481 kg scheint der ermittelte Wert sehr niedrig. Da es sich bei dieser Berechnung um eine sehr grobe Abschätzung handelt und geometrische Werte zu den Komponenten der Gasturbinen fehlen, wird für die Neuauslegung das gleiche Gewicht und somit auch die gleiche Leistungsdichte wie beim Referenztriebwerk angenommen. Die sich daraus ergebenden Gewichte der hybriden Antriebssysteme finden sich in Anhang F wieder.

Zusätzlich zu den in Abschnitt 2.3 beschriebenen elektrischen Komponenten wird ein Wärmetauscher berücksichtigt. Dieser führt die aus den Verlusten der Komponenten entstehende Wärmeenergie nach [84] mit einer Leistungsdichte von 2,4465 kW/kg ab. Bei der Bestimmung des Batteriegewichts kann neben der Leistungsdichte auch die Energiedichte verwendet werden. Welcher der Parameter verwendet wird, hängt von der definierten Flugmission ab. Im vorliegenden Fall wird die Batterie im gesamten Steigflug verwendet. Der Betriebspunkt ToC stellt den ersten nicht unterstützten Betriebspunkt dar. Die Dauer des Steigfluges beträgt ca. 23 min. Bei diesem Wert handelt es sich bei der Energiedichte um den gewichtsbestimmenden Parameter. So ist die Speicherung einer ausreichenden Menge an elektrischer Energie in diesem Fall der limitierende Faktor.

Die hybriden Antriebssysteme werden aufgrund der eingebrachten elektrischen Komponenten voraussichtlich schwerer als das Referenzmodell. So ist der Antrieb nicht länger ganz im OEW enthalten. Die Differenz der Gewichte des jeweiligen hybriden Antriebssystems und des Referenzantriebes muss also auf Kosten der verfügbaren Nutzlast transportiert werden. Um allen Antriebskonzepten die gleiche Transportaufgabe zu stellen, wird die zu befördernde Nutzlast des schwersten hybriden Konzepts auch allen anderen Konzepten zugrunde gelegt. Diese bestimmt sich über das MZFW des Flugzeuges.

5.2.2. Auswertung

Die Zusammensetzungen der Flugzeuggewichte sind konzeptabhängig in Abb. 5.20 aufgetragen. Zusätzlich ist jeweils der erforderliche Missionskraftstoff abgebildet. Zu erkennen ist, dass die Nutzlast für alle Antriebssysteme auf die maximale Nutzlast beim Konzept SH_44_84 festgelegt wird. Das höhere Gewicht des hybrid elektrischen Antriebssystems im Vergleich zur Referenz begrenzt diese zu transportierende Nutzlast durch Erreichen des MZFW. Bei Betrachtung der Differenz aus dem Gewicht des elektrischen Antriebssystems und dem Gewicht des Referenzantriebes ist unter den hybrid-elektrischen Konzepten mit Batterie ein starker Anstieg mit zunehmendem Unterstützungsgrad zu erkennen. Dies ist neben der Gewichtszunahme der anderen elektrischen Komponenten im Antriebstrang vor allem mit der deutlichen Steigerung des Batteriegewichtes aufgrund des höheren Energiebedarfs zu erklären. Neben den hybrid elektrischen Konzepten sind auch die Referenzkonfiguration und die neuausgelegte Gasturbine im konventionellen Antriebssystem abgebildet.

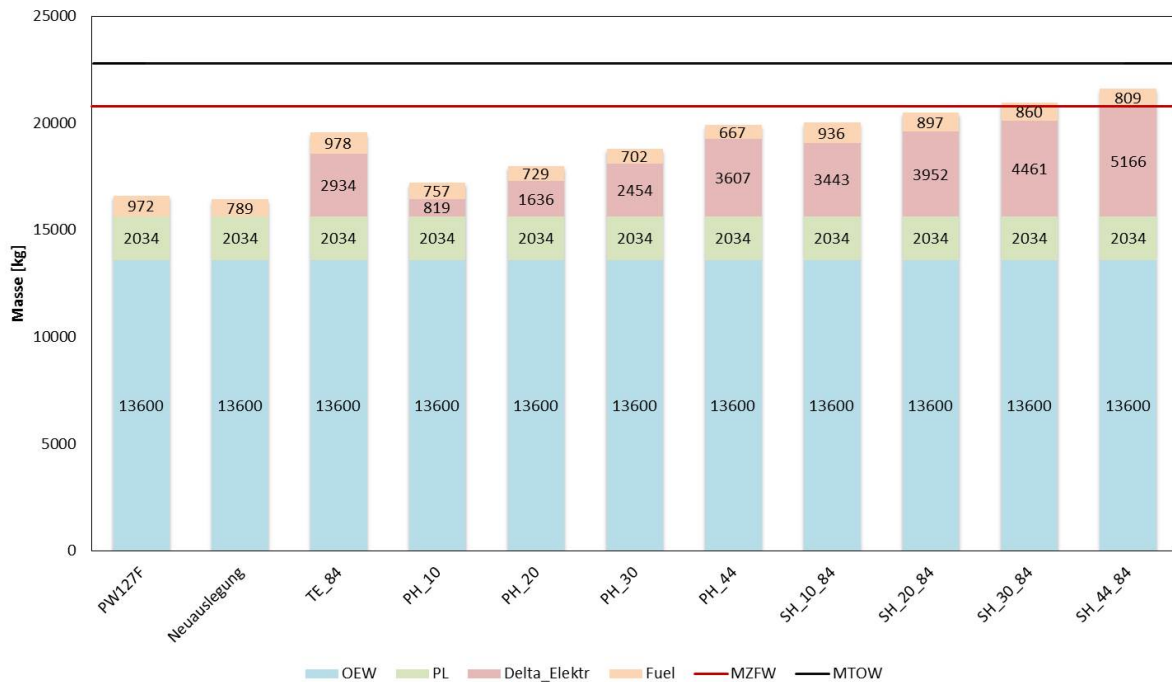


Abbildung 5.20.: Gewichtsauflistung zur Flugmission

Mit Kenntnis der eingesetzten elektrischen Energie und des Treibstoffbedarfs auf der Flugmission kann für die parallel und seriell hybriden Konzepte nun auch das Energieverhältnis H_E bestimmt werden. Die zugehörigen Werte sind konzeptabhängig in Tab. 5.2 aufgelistet. Dabei wird der verbannte Kraftstoff mit dem Heizwert für Kerosin von ca. 43,43 MJ/kg und die durch das elektrische System aufgebrauchte Antriebsleistung mit der Steigflugdauer von 23 min multipliziert. Man erkennt die Tendenz der steigenden Energieverhältnisse mit höherem Unterstützungsgrad der hybrid-elektrischen Konzepte. So erhöht sich der Wert für H_E beim parallel hybriden Konzept von 2% auf fast 10%.

	H_E [-]
PH_10	0,020
PH_20	0,041
PH_30	0,064
PH_44	0,099
SH_10_84	0,016
SH_20_84	0,033
SH_30_84	0,052
SH_44_84	0,081

Tabelle 5.2.: Energieverhältnisse der untersuchten Konzepte

Die seriell hybriden Konzepte weisen trotz gleicher Unterstützungsgrade geringere Energieverhältnisse auf. Zu begründen ist dies mit dem höheren erforderlichen Treibstoffbedarf auf den entsprechenden Flugmissionen. Dieser ergibt sich aus dem höheren Flugzeuggewicht bei diesen Konzepten sowie einem größeren Treibstoffmassenstrom des Antriebssystems.

Die Energieverhältnisse werden auch bei der Veranschaulichung der für die Flugmissionen erforderlichen Antriebsenergie in Abb. 5.21 deutlich. Aufgetragen ist die auf den Flugmissionen verbrauchte Energiemenge durch die Verbrennung von Kraftstoff sowie die zum Antrieb aufgebrachte elektrische Energie. Zu erkennen ist die Reduktion der erforderlichen Antriebsenergie bei der Flugmission mit der Neuauslegung im Vergleich zur Referenzkonfiguration aufgrund der verbesserten Gasturbine im konventionellen Antriebssystem. Trotz der neu ausgelegten Gasturbine im turbo-elektrischen System zeigt dieses einen höheren Energiebedarf des Flugzeuges auf der definierten Mission als der Referenzfall. Zu begründen ist dies mit den ins Antriebssystem eingebrachten elektrischen Komponenten. Obwohl dies auch bei den seriell hybriden Konzepten der Fall ist, fällt der Energiebedarf insgesamt im Vergleich zur Referenz ab.

Den geringsten Energiebedarf weist allerdings das parallel hybride Konzept mit maximal untersuchter elektrischer Unterstützung auf. In diesem Fall ist die Gasturbine entsprechend klein ausgelegt, wodurch weniger konventionelle Energie verbraucht wird. Der Anteil der elektrischen Antriebsenergie auf Flugmissionsebene ist bei diesem Konzept mit an die 10% am größten. Generell ist der Anteil der elektrischen Energie aufgrund der definierten Flugmission relativ klein. So wird das Flugzeug nach wie vor im größten Teil der Flugmission auf konventionellem Weg angetrieben.

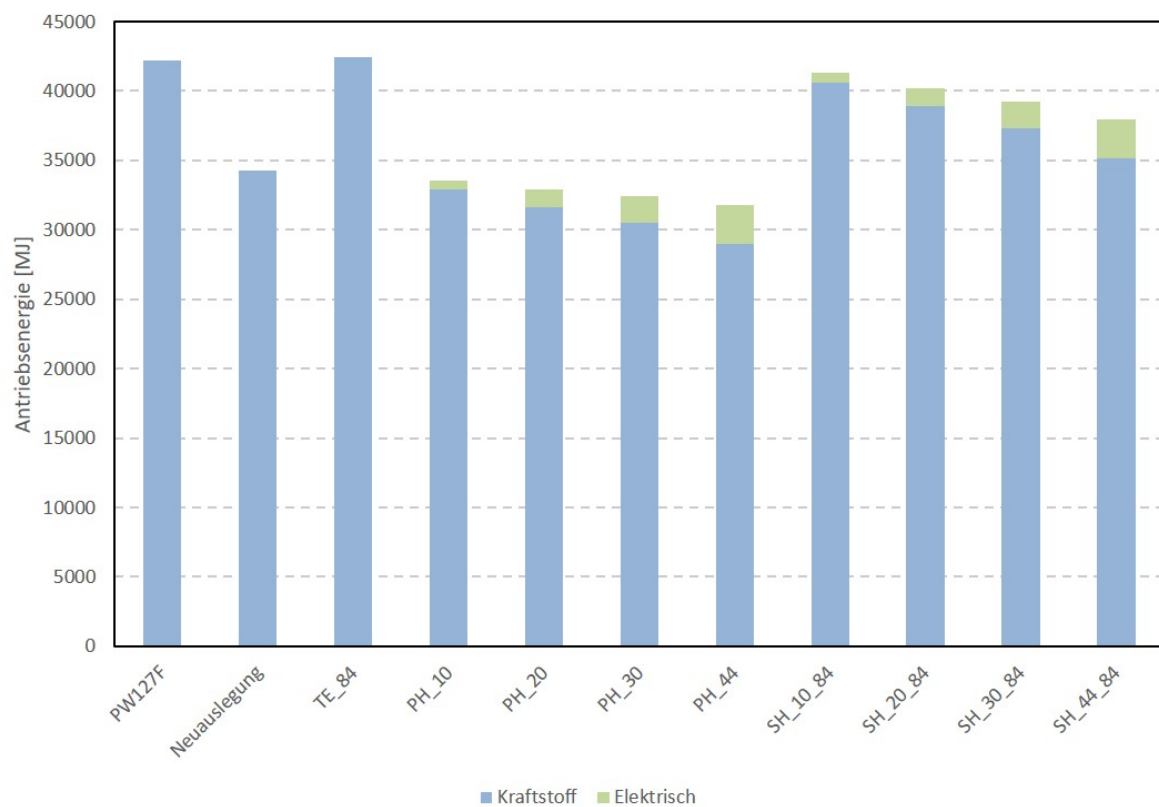


Abbildung 5.21.: Antriebsenergie - Flugmissionen

6. Diskussion

Die Auslegung der Gasturbine für hybrid-elektrische Antriebssysteme hat nicht nur Auswirkungen auf die Gasturbinengröße, sondern auch auf wesentliche Komponenten- und Kreisprozessparameter. Dazu gehören Massenströme, Wirkungsgrade, Temperaturen und Druckverhältnisse. Wird die Gasturbine wie im Falle der Integration ins turbo-elektrische Konzept aufgrund höherer Leistungsanforderungen größer ausgelegt, steigen die polytropen Wirkungsgrade der Turbokomponenten an. Die größere Gasturbine erfordert allerdings auch einen höheren Treibstoffmassenstrom. Durch den erhöhten Massendurchsatz fallen Temperaturen und Druckverhältnisse im Kreisprozess. Variationen der Gesamteffizienz der elektrischen Komponenten wirken sich auf die untersuchten Parameterwerte der Gasturbine aus. So zeigt sich neben steigenden thermodynamischen Größen wie Temperatur und Druckverhältnisse auch ein sinkender Treibstoffmassenstrom bei Erhöhung dieser Effizienz. Die betrachteten Komponentenwirkungsgrade zeigen allerdings einen entgegengesetzten Verlauf bei dieser Entwicklung.

Für hybrid-elektrische Konzepte mit Batterie kann die Gasturbine bei ausreichend hoher Unterstützung des elektrischen Strangs kleiner und dadurch im Design treibstoffsparender ausgelegt werden. Die kleinere Auslegung wirkt sich allerdings negativ auf die polytropen Wirkungsgrade der Turbokomponenten Verdichter und Turbine aus. Bei Betriebspunkten ohne elektrische Unterstützung zeigt sich dies besonders deutlich. In den Kennfeldern der Turbokomponenten ist dabei eine Verschiebung der nicht unterstützten Punkte in Bereiche höherer Drehzahlen zu beobachten. Zusätzlich kommt es zum Anstieg der Temperaturen im Kreisprozess über die im Design definierten Grenzen hinaus. Damit wird der höchstbelastete Off-Design-Punkt ToC zum limitierenden Betriebspunkt in Bezug auf die Steigerung des elektrischen Unterstützungsgrades. Im Falle des parallel hybriden Konzeptes kommt es in den nicht unterstützten Betriebspunkten nur zu geringen Senkungen des Treibstoffmassenstroms. Beim seriell hybriden Antriebssystem zeigt sich dagegen eine Steigerung des Treibstoffmassenstroms in den Off-Design-Punkten ToC und Cruise. Gegenüber den anderen untersuchten Konzepten zeigt sich diese Tendenz auch bei der Flugmissionsrechnung. So liegen die Werte für den Treibstoffbedarf auf der Mission bei den Antriebskonzepten in seriell hybrider Konfiguration über denen der parallel hybriden Systeme und der Neuauslegung im konventionellen Antriebsstrang.

Im Rahmen dieser Arbeit wird die in die hybrid-elektrischen Antriebssysteme implementierte Gasturbine performance-seitig ausgelegt. Dabei werden die Komponenten der Gasturbine mit Parameterwerten beschrieben und mit Hilfe von Gleichungssystemen bzw. Iterationsschemata durch Leistungssyntheserechnungen als Gesamtsystem abgebildet. Auf diesem Weg werden keine Geometrien der Gasturbinenkomponenten berücksichtigt. Um dies zu realisieren, müsste eine Vorentwurfskette des Triebwerks aufgebaut werden. Damit könnte auch das Gewicht der neu ausgelegten Gasturbine ermittelt werden. Unter Verwendung einer Vorauslegungskette könnten auch Fragestellungen bei der Integration der Gasturbine in die hybrid-elektrischen Antriebssysteme bearbeitet werden.

So könnte beispielsweise bei den turbo-elektrischen und seriell hybriden Konzepten der Aspekt der Drehzahlentkopplung von Propeller und Leistungsturbine auch quantitativ untersucht werden. Im Zusammenhang der Vorauslegung könnten des Weiteren neue Gasturbinenkonfigurationen untersucht werden. So findet die Neuauslegung im Rahmen dieser Arbeit am Vorbild der Konfiguration des PW127F statt. Mit einer entsprechenden Vorauslegungskette könnten auch andere Triebwerkskonfigurationen zur Integration in ein hybrid-elektrisches Antriebssystem untersucht werden.

Im Sinne einer besseren Vergleichbarkeit wird bei den in dieser Arbeit untersuchten hybrid-elektrischen Konzepten von zwei Gasturbinen im System ausgegangen. Dies bietet zusätzlich den Vorteil der Redundanz im Antriebsstrang. Es könnte allerdings auch eine einzelne Gasturbine ins System integriert werden. Dabei könnten geometrische Veränderungen der Gasturbinenkomponenten in Betracht gezogen werden. So wäre es bei einer entsprechend größer dimensionierten Gasturbine eventuell sinnvoll, Axialverdichter statt der im vorliegenden Fall modellierten Radialverdichter zu implementieren.

Der Schwerpunkt der in dieser Arbeit durchgeführten Untersuchungen liegt auf der Sensitivitätsanalyse der Parameter der Gasturbinenkomponenten bei der Integration in hybrid-elektrische Antriebskonzepte. Es wird zusätzlich eine Auswertung auf Flugmissionsebene durchgeführt, um die Einflüsse der ins System eingebrachten elektrischen Komponenten auch in diesem Bereich zu berücksichtigen. Dabei könnten dann weitergehende Aspekte wie erforderliche Durchstartemanöver oder Treibstoffreserven mit einbezogen werden. In Antriebssystemen mit elektrischer Unterstützung in den hochbelasteten Betriebspunkten Takeoff und EoF OEI kann die Gasturbine kleiner ausgelegt werden. Bei einer detaillierten Flugmissionsbetrachtung müsste dann allerdings auch die erforderliche Leistung für ein Durchstartemanöver berücksichtigt werden. In diesem Fall müsste die Batterie im Flug wieder aufgeladen werden.

Aufgrund der besseren Vergleichbarkeit unter den Konzepten werden im Rahmen dieser Arbeit gleiche Leistungsanforderungen an die Antriebssysteme gestellt. In weiterführenden Studien könnten mit den Ergebnissen der Flugmissionsrechnung die Leistungsanforderungen an die jeweiligen Antriebskonzepte neu bestimmt werden. So kommt es aufgrund der Berücksichtigung des Flugzeuggewichtes zu unterschiedlichen Schubanforderungen in den betrachteten Betriebspunkten. In Bezug auf die durchgeführte Flugmissionsrechnung würde die Berücksichtigung dieses Aspektes in der Mitte des Reisefluges beim Vergleich vom parallel hybriden Konzept PH_10 mit der konventionellen PW127F-Konfiguration zu einer erhöhten Schubanforderung von ca. 2% führen. Für das turbo-elektrische Konzept TE_84 wäre aufgrund des höheren Systemgewichtes bereits ein um ca. 10% höherer Schub erforderlich. So erhöhen sich die Schubanforderungen mit steigendem Systemgewicht. Beim seriell hybriden Konzept SH_44_84 ergibt sich eine um ca. 16% höhere Schubanforderung an das Antriebssystem. Bei der Berücksichtigung des zusätzlichen Aspektes der unterschiedlichen Schubanforderungen würden sich konzeptabhängig weitere Vor- bzw. Nachteile ergeben.

7. Zusammenfassung und Ausblick

Zu Beginn dieser Arbeit wird auf grundlegende Aspekte und Zusammenhänge eingegangen, die im Verlauf der Studie zentrale Rollen spielen. Dazu wird zunächst das Flugzeug ATR72-500 vorgestellt, an dem exemplarisch die Elektrifizierung des Antriebsstrangs untersucht wird. Im nächsten Schritt werden hybrid-elektrische Antriebskonzepte beschrieben. Betrachtet werden dabei der turbo-elektrische Strang sowie die parallel und seriell hybriden Konzepte. Anschließend werden die in den untersuchten hybrid-elektrischen Antriebssystemen vorhandenen elektrischen Komponenten vorgestellt. Zu diesen gehören neben den elektrischen Maschinen Motor und Generator auch Leistungselektronik, Leitungen und Batterien. Letztere finden sich in den parallel und seriell hybriden Konzepten wieder.

Des Weiteren wird in den Grundlagen auf Theorie zur Gasturbinenauslegung eingegangen. So wird zunächst der aktuelle Technologiestand der betrachteten Turboprop-Konfiguration erläutert. Im folgenden Schritt wird das Potential der Technologieentwicklungen in Bezug auf Gasturbinen beschrieben. Daraufhin wird der in dieser Arbeit zentrale Aspekt der Größenabhängigkeit bei der Gasturbinenauslegung geschildert. Dieser Zusammenhang bezieht sich auf die Abhängigkeit der Wirkungsgrade der Turbokomponenten der Gasturbine von deren Durchsatz und wird bei jeder Triebwerksmodellierung im Rahmen dieser Arbeit implementiert. Die Änderungen des Kernmassenstroms der Gasturbine stehen dabei für die Veränderung der Gasturbinengröße. Der letzte Abschnitt in den Grundlagen bezieht sich auf die Leistungsrechnung von Gasturbinen. Dabei wird die zur Bearbeitung der Fragestellung verwendete Performance-Rechnung erläutert, wobei auch das zugehörige Programmsystem GTlab vorgestellt wird.

Um eine Referenz für die Neuauslegung der Gasturbine zur Integration in die hybrid-elektrischen Antriebssysteme zu erhalten, wird nachfolgend die Modellierung des PW127F durchgeführt. Damit dieses Triebwerk für die Leistungssyntheserechnung in GTlab abgebildet werden kann, werden die Komponenten der Gasturbine mit Werten charakteristischer Parameter beschrieben. Dabei werden zunächst die korrigierten polytropen Wirkungsgrade der Turbokomponenten mit Hilfe statistischer Daten bestimmt und in GTlab implementiert. Über massenstromabhängige Zusammenhänge werden daraus die entsprechenden polytropen Komponentenwirkungsgrade im Design berechnet. Daraufhin wird das Kühlsystem beschrieben. Des Weiteren wird auch ein Propellerkennfeld erzeugt, das anschließend zur Skalierung eines entsprechenden generischen Kennfeldes verwendet wird. Vor der Leistungssyntheserechnung werden Betriebspunkte definiert. Bei diesen handelt es sich um den Takeoff, EoF OEI, ToC und Cruise. Als Auslegungspunkt wird dabei der Takeoff festgelegt. In jedem dieser Betriebspunkte werden bestimmte Leistungsanforderungen an das Triebwerk definiert. In den Off-Design-Punkten ergeben sich diese aus dem berechneten Schubbedarf des Flugzeuges. Im Design liegt eine entsprechende erforderliche Wellenleistung vor. Die so definierten Betriebspunkte werden auch für die Neuauslegung und die Sensitivitätsanalyse am Ende der Arbeit verwendet.

Im abschließenden Schritt der Auslegung des Referenztriebwerks wird die Leistungsrechnung durchgeführt und validiert.

Anschließend wird die Neuauslegung der Gasturbine am Vorbild der Konfiguration des Referenztriebwerks vorgenommen. Ziel dabei ist es, eine moderne Gasturbine abzubilden und diese anschließend in die hybrid-elektrischen Antriebssysteme zu integrieren. Dazu ist das Vorgehen zunächst ähnlich zur Modellierung des Referenztriebwerks, indem die korrigierten polytropen Wirkungsgrade der Turbokomponenten durch Extrapolation der vorliegenden statistischen Daten ermittelt werden. Auch in diesem Fall werden diese daraufhin über den massenstromabhängigen Zusammenhang in GTlab zu polytropen Komponentenwirkungsgraden im Auslegungspunkt umgerechnet. Anschließend wird das Temperaturniveau der Gasturbine unter der Annahme moderner Materialien im Turbinenbereich angehoben. In einer Parameterstudie zum OPR wird unter Anpassung des Kühlsystems zusätzlich das Verdichterdruckverhältnis im Auslegungspunkt angehoben. Im letzten Schritt der Modellierung dieser Gasturbine wird eine Leistungssyntheserechnung durchgeführt, wobei die Ergebnisse mit denen des PW127F-Modells verglichen werden.

In der anschließenden Integration der Neuauslegung in die hybrid-elektrischen Antriebssysteme werden konzeptabhängige Besonderheiten berücksichtigt. So wird bei der turbo-elektrischen Konfiguration auf die Möglichkeit der Drehzahlentkopplung von Propeller und Leistungsturbine eingegangen. Aufgrund der vielen Annahmen, die bei dem dargestellten Weg getroffen werden müssten, wird die Drehzahlentkopplung jedoch nicht im Modell festgehalten. Durch die elektrische Unterstützung im parallel hybriden Konzept kann die Gasturbine in diesem Fall kleiner ausgelegt werden. In den nicht unterstützten Betriebspunkten (ToC und Cruise) läuft diese dann allerdings deutlich schneller, um die gleichbleibenden Leistungsanforderungen zu erfüllen. Dies führt zu einer Verschiebung der betroffenen Betriebspunkte in höhere Drehzahlbereiche in den Kennfeldern der Turbokomponenten und damit in einigen Fällen auch aus diesen Kennfeldern heraus. Um diesem Effekt entgegenzuwirken, werden die entsprechenden Kennfelder skaliert. Diese Kennfeldskalierung wird im ebenfalls dargestellt. Auch das seriell hybride Konzept wird mit integrierter Neuauslegung in GTlab modelliert. Die auf diese Weise erstellten hybrid-elektrischen Antriebssysteme werden im letzten Schritt mit Hilfe der Leistungssyntheserechnung in GTlab berechnet.

Abschließend werden die Einflüsse der elektrischen Komponenten auf die ins hybrid-elektrische Antriebssystem integrierte Gasturbine analysiert. Dazu werden die Ergebnisse der Leistungssyntheserechnungen der entworfenen Modelle in GTlab genutzt. Die Auswirkungen der elektrischen Komponenten auf verschiedene Gasturbinenparameter werden in Bezug auf die vier definierten Betriebspunkte untersucht. Als Referenz für die Vergleiche mit den Ergebnissen der Leistungsrechnung der hybrid-elektrischen Konzepte wird die neuausgelegte Gasturbine gewählt. So steht fest, dass alle erkennbaren Änderungen in den betrachteten Gasturbinenparametern durch die Einbringung der elektrischen Komponenten ins System hervorgerufen werden. Bei den untersuchten Gasturbinenparametern handelt es sich um den Kern- und Treibstoffmassenstrom, die polytropen Wirkungsgrade der Turbokomponenten, die Temperaturen an Station 4 und 43 (ITT) und das Verdichterdruckverhältnis. Die Sensitivität der Werte der Gasturbinenparameter wird auf Variationen von Größen des elektrischen Strangs untersucht. Beim turbo-elektrischen Antriebssystem handelt es sich bei dem variierten Parameter im elektrischen Strang um die Gesamteffizienz der eingesetzten elektrischen Komponenten. Im Antriebsstrang mit parallel hybrider Konfiguration wird der Unterstützungsgrad des elektrischen Systems variiert.

Das seriell hybride Konzept stellt eine Kombination dieser zwei Antriebskonzepte dar, weshalb beide geschilderten Parameter des elektrischen Systems variiert werden können. In der Auswertung der Vergleiche zeigt sich eine starke Abhängigkeit der untersuchten Parameter von der Größe der Gasturbine und dem jeweils betrachteten Betriebspunkt. Die Gasturbinengröße wird durch den Kernmassenstrom repräsentiert. Dieser wird durch die Leistungsanforderungen an die Gasturbine bestimmt. So nimmt er beim turbo-elektrischen Konzept aufgrund der ins System eingebrachten elektrischen Komponenten und damit einhergehender Verluste zu. Bei hybrid-elektrischen Konzepten mit elektrischer Unterstützung durch eine integrierte Batterie nimmt der Durchsatz z.T. ab. Aufgrund der massenstromabhängigen Definition der polytropen Wirkungsgrade der Turbokomponenten zeigen diese im Auslegungspunkt eine tendenziell gleiche Veränderung wie die Entwicklung des Kernmassenstroms. Thermodynamische Parameter, wie z.B. Temperaturen oder Druckverhältnisse, zeigen einen entgegengesetzten Verlauf. Nimmt der Durchsatz zu, so können die Temperaturen sinken, da die Leistungsanforderung an das Triebwerk unverändert bleibt. Beim turbo-elektrischen System zeigen die untersuchten Parameter eine ähnliche Tendenz und Größenordnung in allen definierten Betriebspunkten. Lediglich die betrachteten thermodynamischen Größen hängen stark von den an die Gasturbine gestellten Leistungsanforderungen ab. Außerdem kommt es zusätzlich zu Unterschieden zwischen Design und Off-Design aufgrund der Festlegung bestimmter Parameterwerte im Auslegungspunkt.

In den hybrid-elektrischen Konzepten mit elektrischer Unterstützung kommt es zu deutlichen Unterschieden der Parameterentwicklungen zwischen unterstützten und nicht unterstützten Betriebspunkten. So wird die Gasturbine in den leistungsfordernsten Betriebspunkten Takeoff und EoF OEI durch das elektrische System entlastet und wird dadurch bei ausreichender Unterstützung kleiner ausgelegt. In diesen Punkten kommt es daher zu einer Senkung des Kernmassenstroms im Vergleich zur Neuauslegung. Dies wirkt sich negativ auf die Komponentenwirkungsgrade aus. Die thermodynamischen Größen steigen dagegen etwas an. Wird die kleinere Gasturbine nun ohne elektrische Unterstützung in den Off-Design-Punkten ToC und Cruise betrieben, kommt es zu deutlich ausgeprägteren Änderungen und abweichenden Entwicklungstendenzen. In diesen Betriebspunkten muss die Gasturbine schneller und heißer laufen. Dies führt zu einer Verschiebung der Betriebspunkte in den Kennfeldern der Turbokomponenten. Da im Off-Design mit Hilfe dieser Kennfelder auf die Wirkungsgrade und Druckverhältnisse der Turbokomponenten geschlossen wird, zeigen sich beim Vergleich von Design und Off-Design Unterschiede in den Änderungen der entsprechenden Größen. Durch die Variation der elektrischen Gesamteffizienz bzw. des Unterstützungsgrades werden aufgrund der veränderten Leistungsanforderungen an die Gasturbine andere Massenströme durchgesetzt, weshalb sich auch die weiteren betrachteten Gasturbinenparameter entsprechend ändern.

Im letzten Schritt wird eine Flugmissionsrechnung aller betrachteten Antriebssysteme durchgeführt. Dabei wird der erforderliche Missionskraftstoff bzw. der Energiebedarf auf Flugmissionsebene analysiert. Hierbei machen sich die Mehrverbräuche der seriell hybriden und turbo-elektrischen Konzepte bemerkbar. Obwohl das seriell hybride System in den ersten beiden Betriebspunkten unterstützt ist und die Gasturbine ab einem gewissen Unterstützungsgrad daher kleiner ausgelegt wird, führt der höhere Treibstoffverbrauch in den Off-Design-Punkten ToC und Cruise aufgrund des hohen Anteils an der Gesamtmision zu dem hohen Kraftstoffbedarf.

Die Ergebnisse der im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Untersuchungen zeigen, dass es sich bei der Auslegung einer Gasturbine für ein hybrid-elektrisches Antriebssystem und deren Integration in dieses System um einen Prozess der Synthese vieler Faktoren und Parameter handelt. So muss neben der Auslegung der Gasturbine für den Design-Punkt auch das Betriebsverhalten im Off-Design berücksichtigt werden. Dies ist noch wichtiger bei der Betrachtung von hybrid-elektrischen Konzepten mit Batterie. In diesem Fall unterscheidet sich das Verhalten der Gasturbine zwischen elektrisch unterstützten und nicht unterstützten Betriebspunkten sehr stark. Dabei ist insbesondere auf die Verschiebung der betroffenen Betriebspunkte in den Kennfeldern der Turbokomponenten im Vergleich zum konventionellen Betrieb der Gasturbine zu achten.

Die durchgeführte Studie könnte z.B. als Vorarbeit für Untersuchungen zum „More-Electric-Engine“ genutzt werden. Bei Konzepten dieser Art werden z.T. Generatoren zur Stromerzeugung direkt auf mechanische Wellen der Gasturbine gesetzt. Diese Generatoren können konzeptabhängig auch als Motoren zum Start der Gasturbine eingesetzt werden. Die Auswirkungen der Implementierung der elektrischen Komponenten auf Wellen des Triebwerks können je nach Konzept im ersten Schritt der Auslegung eines More-Electric-Engine mit den in der vorliegenden Studie erzeugten Ergebnissen abgeschätzt werden.

Im Rahmen dieser Arbeit werden Größeneffekte auf die Gasturbinenparameter im Auslegungspunkt berücksichtigt. Im Off-Design kommt es aufgrund von Kennfeldeffekten zu Änderungen der betrachteten Parameter. Um weitere Faktoren bei der Integration der Gasturbine in hybrid-elektrische Antriebssysteme zu berücksichtigen, könnte in weiterführenden Arbeiten eine Vorauslegungskette entworfen werden. Dadurch könnten zusätzlich Analysen zum Gasturbinengewicht und Komponentengeometrien durchgeführt werden. Des Weiteren wäre es möglich, konzeptabhängige Effekte, wie z.B. Drehzahlentkopplungen, zu berücksichtigen. Auf diesem Weg könnten auch andere Gasturbinenkonfigurationen eingesetzt werden.

In diesem Zusammenhang könnten darüber hinaus auch einzelne Gasturbinen im hybriden Antriebsstrang analysiert werden. In der vorliegenden Arbeit findet dies als Randbetrachtung im Rahmen des turbo-elektrischen Konzeptes statt. Im Fall der einzelnen Gasturbine würden geometrische Anpassungen der zugehörigen Komponenten eventuell Sinn machen. So könnten beispielsweise statt Radialverdichtern Axialverdichter eingesetzt werden. Durch die Berücksichtigung zusätzlicher Parameter bei der Integration der Gasturbine in hybrid-elektrische Antriebssysteme wird sich ein immer genaueres Bild der zu erwartenden Effekte zusammenfügen, deren Kenntnis bei der praktischen Umsetzung eines solchen Konzeptes unabdingbar sein werden.

Literaturverzeichnis

- [1] Europäische Kommission. *Pariser Übereinkommen*. Abgerufen am 15.08.18 von https://ec.europa.eu/clima/policies/international/negotiations/paris_de#tab-0-0.
- [2] N. Ahr, D. Asendorpf und P. Pinzler. *Die Hölle am Himmel*. Nr. 33. Die Zeit, 2018. S. 13-15.
- [3] K. Friebertshäuser. *Geschichte der Luftfahrt: Flugzeugtypen von 1903 bis heute*. 1. Auflage. tredition, 2013.
- [4] Pakistan Defence (2015). *PIA to acquire three more ATR-72-500 aircraft: NA informed*. Abgerufen am 13.03.18 von <https://defence.pk/pdf/threads/pia-to-acquire-three-more-atr-72-500-aircraft-na-informed.391060/>.
- [5] B. Verma (Editor). *Indian Defence Review*. Band 24. Lancer Publishers, 2006. S. 42.
- [6] ATR. *ATR Family*. 2014. S. 18.
- [7] ANAC. *Type Certificate Data Sheet No. EA-9312*. 2012. S. 11-13.
- [8] R. Agarwal et al. *Green Aviation*. Wiley, 2016. S. 202, 203.
- [9] C. Pornet und A. T. Isikveren. *Conceptual design of hybrid-electric transport aircraft*. Elsevier. Progress in Aerospace Sciences 79, 2015. S. 119.
- [10] A. Strohmayr und I. Geiss. *Eco4 - a new generation hybrid-electric four place aircraft*. E2 Flight Symposium Stuttgart, 2017.
- [11] J. L. Felder, H. D. Kim und G. V. Brown. *Turboelectric Distributed Propulsion Engine Cycle Analysis for Hybrid-Wing-Body Aircraft*. NASA Glenn Research Center, 2009. S. 15.
- [12] C.-C. Rossow, K. Wolf und P. Horst (Hrsg.). *Handbuch der Luftfahrzeugtechnik*. Hanser Verlag, 2014. S. 456.
- [13] P. P. Walsh und P. Fletcher. *Gas Turbine Performance*. 2. Auflage. Blackwell Science, 2004. S. 182, 277.
- [14] F. G. Harmon, A. A. Frank und J.-J. Chattot. *Conceptual Design and Simulation of a Small Hybrid-Electric Unmanned Aerial Vehicle*. Band 43. Nr. 5. Journal of Aircraft, 2006. S. 1491.
- [15] E. Ganev. *Selecting the Best Electric Machines for Electrical Power-Generation Systems*. IEEE Electrification Magazine, 2014. S. 14-19.

- [16] F. E. Hitchens. *Propeller Aerodynamics - The History, Aerodynamics and Operation of Aircraft Propellers*. Andrews UK Limited, 2015. S. 25.
- [17] T. Lombardo (2016). *Inside Siemens' Record-Breaking Electric Aircraft Motor*. engineering.com. Abgerufen am 30.06.18 von <https://www.engineering.com/ElectronicsDesign/ElectronicsDesignArticles/ArticleID/12805/Inside-Siemens-Record-Breaking-Electric-Aircraft-Motor.aspx>.
- [18] Siemens. *Aerobatic Airplane „Extra 330LE“ with world-record electric motor from Siemens*. 2016. S. 1-2.
- [19] J. Y.-C. Hung und L. F. Gonzales. *On Parallel Hybrid-Electric Propulsion System for Unmanned Aerial Vehicles*. Progress in Aerospace Sciences, 2012.
- [20] Committee on Propulsion and Energy Systems to Reduce Commercial Aviation Carbon Emissions, Aeronautics and Space Engineering Board und Division on Engineering and Physical Sciences. *Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions*. The National Academies Press, 2016. S. 61-62.
- [21] R. Thomson et al. *Aircraft Electrical Propulsion - The Next Chapter of Aviation?* Roland Berger, 2017. S. 17.
- [22] N. Wagner. *Wo bleibt die Superbatterie?* DLR, 2016.
- [23] P. G. Juretzko, M. Immer und J. Wildi. *Performance Analysis of a Hybrid-Electric Retrofit of a RUAG Dornier Do-228NG*. ALR. RUAG Aviation, 2017.
- [24] H. Abu-Rub, M. Malinowski und K. Al-Haddad (Editoren). *Power Electronics for Renewable Energy Systems, Transportation and Industrial Applications*. Wiley, 2014. Kap. 1.
- [25] V. K. Khanna. *IGBT Theory and Design*. Wiley, 2003.
- [26] J. Polleffiet. *Power Electronics - Volume 1: Switches and Converters*. Elsevier, 2018. Kap. 15, S. 36.
- [27] G. V. Brown. *Efficient Flight-Weight Electric Systems*. NASA, 2012.
- [28] FAA. *Aviation Maintenance Technician Handbook - Airframe*. 1. Auflage. U.S. Department of Transportation, 2012. Kapitel 9, S. 67.
- [29] Lexikon der Physik. *Koronaentladung*. Spektrum Akademischer Verlag, 1998.
- [30] M. Albach. *Grundlagen der Elektrotechnik 1: Erfahrungssätze, Bauelemente, Gleichstromschaltungen*. Pearson Studium, 2008. S. 89.
- [31] Kupferinstitut.de (2018). *Eigenschaften von Kupfer*. Abgerufen am 17.07.18 von <https://www.kupferinstitut.de/de/werkstoffe/eigenschaften/kupfer.html>.
- [32] B. Arnold. *Werkstofftechnik für Wirtschaftsingenieure*. Springer Vieweg, 2013. S. 160.
- [33] F. Berg et al. *HTS Electrical System for a Distributed Propulsion Aircraft*. Auflage 25. Nr. 3. IEEE, 2015. S. 3.

- [34] T. L. Norman. *Electronic Access Control*. 2. Auflage. Elsevier Inc., 2017. S. 444.
- [35] CME Wire and Cable. *Photovoltaic Cable XLPE Insulated*. 2017.
- [36] A. T. Isikveren et al. *Conceptual Studies of Universally-Electric Systems Architectures suitable for Transport Aircraft*. Bauhaus Luftfahrt e.V., 2012.
- [37] Christel Hunter. *Aluminum Building Wire Installation and Terminations*. IAEI News, 2006. S. 81-82.
- [38] J.R. Davis. *Aloying: Understanding the Basics*. ASM International, 2001. S. 353.
- [39] Thad Maugle. *Technical Analysis Nr. 2*. Civista Medical Center. S. 50.
- [40] L. Jendrian. *Nutzungsentgelte elektrischer Energieverteilungsnetze: Ein zahlungsstromorientiertes Verfahren*. Erich Schmidt Verlag, 2002. S. 14.
- [41] P. B. A. Linker. *Elektrotechnische Messkunde*. 4. Auflage. Springer-Verlag, 1932. S. 30.
- [42] Jiangsu Changfeng Cable Co. LTD. *CHF Cable - Product Catalog*.
- [43] EASA. *EASA Type-Certificate Data Sheet IM.E.041*. 2014. S. 6, 8-10.
- [44] M. A. Laughton und D. F. Warne (Editoren). *Electrical Engineer's Reference Book*. 16. Auflage. Elsevier Science, 2003. Kap. 5, S. 3.
- [45] K. Mertens. *Photovoltaik: Lehrbuch zu Grundlagen, Technologie und Praxis*. 3. Auflage. Carl Hanser Verlag, 2015. S. 178.
- [46] Universal Cable. *XLPE Insulated Power Cables*. 2017. S. 8.
- [47] R. E. Fehr. *Industrial Power Distribution*. Wiley, 2016. S. 357.
- [48] H. Grieb. *Projektierung von Turboflugtriebwerken*. Springer-Verlag, 2004. S. 5-7, 11, 154-157, 160-161, 238-250, 781.
- [49] H. Grieb. *Verdichter für Turbo-Flugtriebwerke*. Springer-Verlag, 2009. S. 89, 647-648, 652.
- [50] U. Wernekinck (Hrsg.). *Gasmessung und Gasabrechnung*. 3. Auflage. Vulkan Verlag, 2005. S. 125.
- [51] B. Heidenreich und J. Göring. *Die CMC-Werkstoffe des DLR und ihre Einsatzmöglichkeiten*. DLR, 2008.
- [52] R. Schaber. *Numerische Auslegung und Simulation von Gasturbinen*. TU München, 2000. S. 16, 18, 36-38.
- [53] R.-G. Becker und S. Reitenbach. *Development of a gas turbine performance code and its application to preliminary design*. Deutscher Luft- und Raumfahrt Kongress DLRK, 2011.
- [54] M. Daly und B. Gunston. *Jane's Aero-Engines*. IHS, 2013. S. 80-83.
- [55] E. Hosking et al. *The PW100 Engine: 20 Years of Gas Turbine Technology Evolution*. Pratt and Whitney Canada Inc., 1998. S. 1, 5-6.

- [56] A. H. Lefebvre. *Gas Turbine Combustion*. 2. Auflage. Taylor and Francis, 1999. S. 14.
- [57] H. Krain, B. Hoffmann und H. Pak. *Aerodynamics of a Centrifugal Compressor Impeller with Transsonic Inlet Conditions*. ASME 95-GT-79, 1995. S. 3.
- [58] Q. H. Nagpurwala. *Axial Turbines*. M. S. Ramaiah School of Advanced Studies. S. 21.
- [59] R. G. Stabe, W. J. Whitney und T. P. Mott. *Performance of a High-Work Low Aspect Ratio Turbine Tested with a Realistic Inlet Radial Temperature Profile*. NASA TM83655, 1984.
- [60] G. K. Serovy. *Compressor and Turbine Prediction System Development - Lessons from 30 Years of History*. Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD), 1976.
- [61] M. Hepperle (2018). *Aerodynamic Characteristics of Propellers*. mh-aerotools. Abgerufen am 23.07.18 von <https://www.mh-aerotools.de/airfoils/propuls3.htm>.
- [62] ATR. *ATR72-500 - The Ultra-Efficient Standard*. 2014.
- [63] Luftfahrt-Bundesamt. *JAR-P Geräte-Kennblatt Nr. 32.130/100*. 2002. S. 2.
- [64] A. Filippone. *Advanced Aircraft Flight Performance*. Cambridge University Press, 2012. S. 165-166.
- [65] J. Riesterer. *Gauß-Prozess-Regression: Bayessche Regression und Gaußprozesse*. TE-CO, 2017.
- [66] M. Ebden. *Gaussian Processes for Regression: A Quick Introduction*. University of Oxford, 2008. S. 1.
- [67] M. Laban, J. C. Kok und B. B. Prananta. *Numerical Tools for Contra-Rotating Open-Rotor Performance, Noise and Vibration Assessment*. 27th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2010. S. 3.
- [68] FAA. *Pilot Guide to Takeoff Safety*. 2004. Kap. 2, S. 17.
- [69] flightradar24 (2018). *Playback of Flight IR3345*. Abgerufen am 29.06.18 von <https://www.flightradar24.com/data/aircraft/ep-ita#1ce4aebc>.
- [70] Airbus Customer Services. *Flight Operations Briefing Notes - Takeoff and Departure Operations - Understanding Takeoff Speeds*. 2004.
- [71] Air India (2018). *ATR72-600*. Abgerufen am 02.07.18 von <http://www.airindia.in/atr-72-600.htm>.
- [72] M. Asselin. *An Introduction to Aircraft Performance*. AIAA Education Series, 1965. S. 103.
- [73] Eurocontrol Experimental Centre. *User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA) Revision 3.12*. Eurocontrol, 2014. S. 20.
- [74] M. Hepperle (2018). *Static Thrust of Propellers*. mh-aerotools. Abgerufen am 17.08.18 von <https://www.mh-aerotools.de/airfoils/prpstati.htm>.

- [75] W. J. G. Bräunling. *Flugzeugtriebwerke: Grundlagen, Aero-Thermodynamik, ideale und reale Kreisprozesse, Thermische Turbomaschinen, Komponenten, Emissionen und Systeme*. 4. Auflage. Springer-Verlag, 2015. S. 165, 1280, 1283.
- [76] A. Linke-Diesinger. *Systems of Commercial Turbofan Engines: An Introduction to Systems Functions*. Springer-Verlag, 2008. S. 18.
- [77] X. Zhao, T. Grönstedt und K. G. Kyprianidis. *Assessment of the Performance Potential for a Two-Pass Cross Flow Intercooler for Aero Engine Applications*. AIAA, 2013. S. 3.
- [78] J. Kurzke und I. Halliwell. *Propulsion and Power: An Exploration of Gas Turbine Performance Modeling*. Springer-Verlag, 2018. S. 76.
- [79] H. Schade et al. *Strömungslehre*. 4. Auflage. De Gruyter GmbH, 2013. S. 164.
- [80] R. Parthier. *Messtechnik: Grundlagen und Anwendungen der elektrischen Messtechnik*. 8. Auflage. Springer-Verlag, 2016. S. 234.
- [81] Eurocontrol. *Aircraft Performance Database - ATR72*. Abgerufen am 09.08.18 von <https://contentzone.eurocontrol.int/aircraftperformance/details.aspx?ICAO=AT72&>.
- [82] N. Hall (2015). *Engine Weight Model*. Nasa. Abgerufen am 10.08.18 von <https://www.grc.nasa.gov/www/K-12/airplane/turbwt.html>.
- [83] P. Lolis et al. *Evaluation of aero gas turbine preliminary weight estimation methods*. Ausgabe 118. Nr. 1204. The Aeronautical Journal, 2014. S. 627-629.
- [84] T. P. Dever et al. *Assessment of Technologies for Noncryogenic Hybrid Electric Propulsion*. NASA, 2015. S. 18.
- [85] Lexikon der Physik. *Reynolds-Zahl*. Spektrum Akademischer Verlag, 1998.

Anhang

A. Grundlagen

Dieser Teil des Anhangs beinhaltet Ergänzungen zum Grundlagenkapitel der Arbeit.

Abmessungen ATR72-500

In der folgenden Abbildung sind die geometrischen Abmessungen des betrachteten Regionalflugzeuges ATR72-500 aus [6] dargestellt.

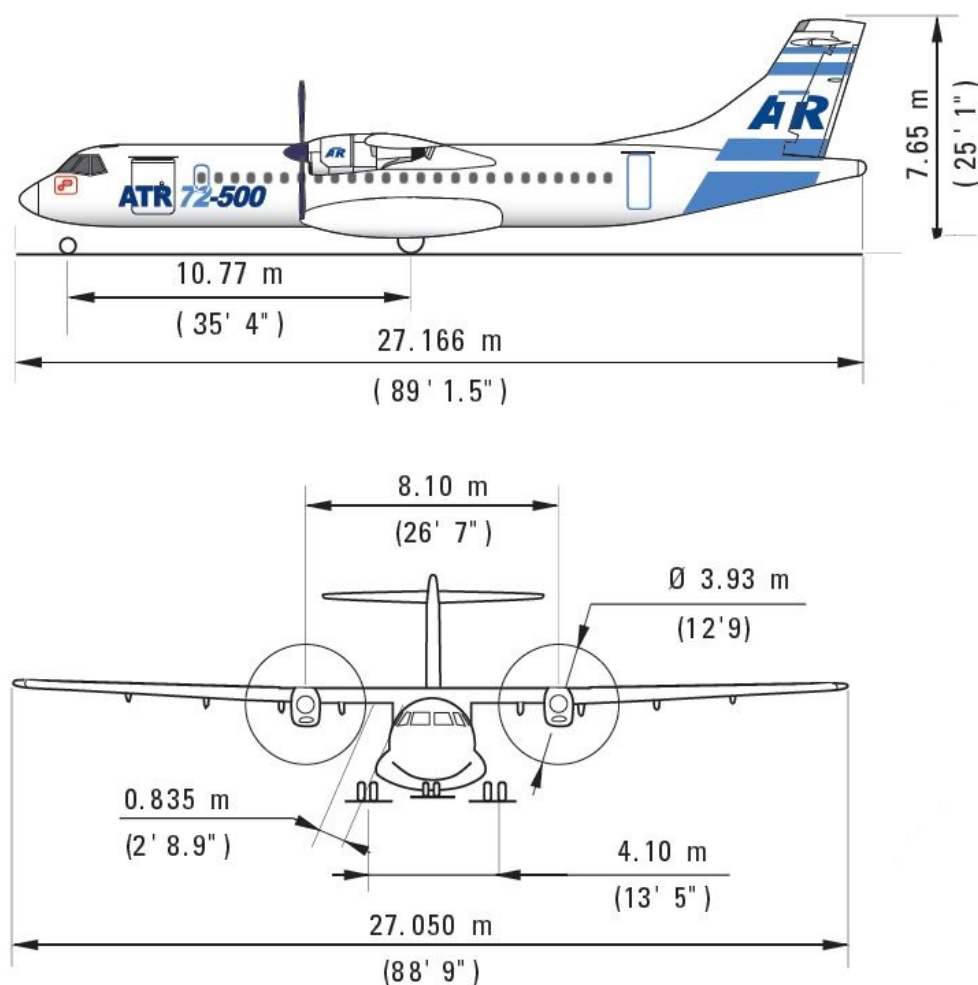


Abbildung A.1.: ATR72-500 - Abmessungen

Reynolds-Zahl Index

Die Beziehung zwischen der Reynolds-Zahl und dem polytropen Wirkungsgrad wird beschrieben durch [48]:

$$\frac{1 - \eta_{pol}}{1 - \eta_{pol}^*} = \left(\frac{Re}{Re^*} \right)^{-n} \quad (\text{A.1})$$

Dabei steht η_{pol} für den direkt geltenden polytropen Wirkungsgrad der Turbokomponente. Bei η_{pol}^* und Re^* handelt es sich um die normierten Größen. Für den Exponenten n sind je nach Turbokomponente verschiedene Werte einzusetzen, welche sich aus der zugrunde liegenden Datenbank ergeben. Betrachtet wird nun die kritische Reynolds-Zahl, ab der auch bei weiterer Steigerung der Reynolds-Zahl keine Wirkungsgradsteigerung mehr zu erwarten ist [48]. Unter der kritischen Re-Zahl versteht man den Übergang von laminarer zu turbulenter Strömung. Dieser Übergang ist allerdings nicht zwangsläufig vorhanden. So stellen die Anfangsbedingungen der Strömung beispielsweise im Rohreinlauf sowie die Oberflächenrauigkeit der betroffenen Komponente wesentliche Parameter dar, von denen das Eintreten des Übergangs abhängig ist [85]. So wird die kritische Re-Zahl neben der Eintrittsgeschwindigkeit W_1 und der kinematischen Zähigkeit auch über die technische Rauigkeit Rt bestimmt [48]:

$$Re_{Rt,krit} = \frac{W_1 \cdot Rt}{\nu_{stat,1}} \quad (\text{A.2})$$

Abb. A.2 zeigt dabei die entsprechenden Geschwindigkeitsdreiecke von Verdichter und Turbine sowie die zugehörigen Veränderungen der kinematischen Zähigkeit und des Drucks über die Stufen aus [48]. In Gl. A.2 dargestellt ist die kritische Re-Zahl bei einem Axialver-

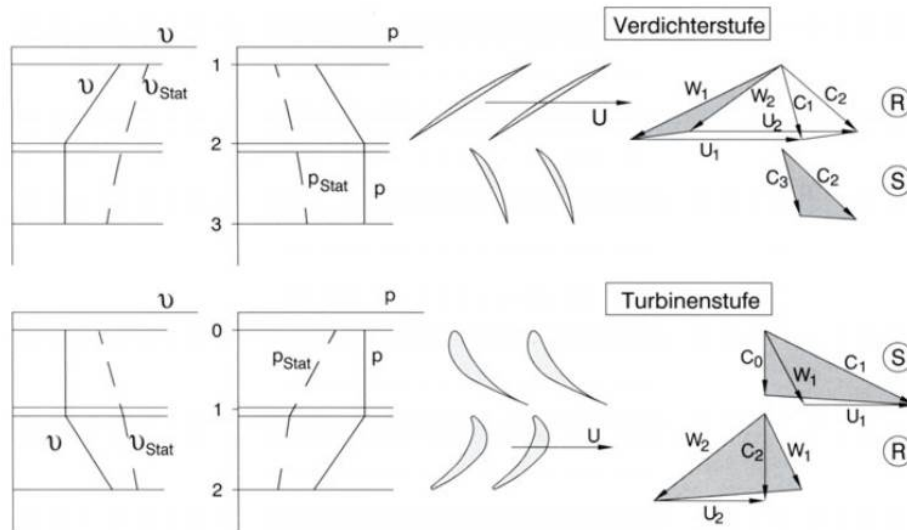


Abbildung A.2.: Geschwindigkeitsdreiecke und Parameter über die Verdichter- und Turbinenstufen

dichter, da die Lage des Übergangs von glatt zu rau in diesem Fall besser überschaubar ist als im Falle von Radialverdichtern oder Turbinen. Verdichter und Turbinen weisen allerdings eine vergleichbare aerodynamische Problematik auf. So kommt es auch bei Turbinenschaufeln zu einem Auflaufen der Grenzschicht auf der Saugseite hinter dem Eintritt.

Daher kann auch bei Turbinen eine kritische Reynolds-Zahl definiert werden. Diese Re-Zahl wird nach den Geschwindigkeitsdreiecken in Abb. A.2 mit der Austrittsgeschwindigkeit C_1 bzw. W_2 und Rt gebildet und zeigt den klaren Übergang von glatter zu rauher Oberfläche [48]:

$$Re_{Rt,krit} = \frac{C_1 \cdot Rt}{\nu_{stat,1}} \quad (A.3)$$

Auch bei Turbinen ist in diesem Fall allerdings der Profileintritt mit der zugehörigen Anlaufgrenzschicht maßgebend. Aus diesem Grund erfolgt die Definition der auf den Eintritt bezogenen Re-Zahl mit der Eintrittsgeschwindigkeit C_0 bzw. W_1 [48]:

$$Re_{Rt,krit} = \frac{C_0 \cdot Rt}{\nu_{stat,0}} \quad (A.4)$$

Der Übergang von laminarer zu turbulenter Strömung über die Schaufel, bzw. von glatter zu rauher Schaufeloberfläche ist nach A.2 und A.4 unabhängig von der absoluten Größe der Maschine sowie der Kanalweite oder Schaufelgröße. So kann die Normierung auf $RNI = 1$ in einfacher und homogener Weise erfolgen, ohne dass dazu Informationen über geometrische Abmessungen der Beschaukelung vorliegen müssen [48].

B. Auslegung des Referenztriebwerks

Dieser Teil des Anhangs stellt ergänzende Aspekte zum entsprechenden Abschnitt der Arbeit dar. Dazu gehören die Komponentenparameter des modellierten Triebwerks PW127F sowie das verwendete Propellerkennfeld.

Komponentenparameter

Die folgende Abbildung zeigt die implementierten Parameterwerte der Komponenten des Triebwerks PW127F. Dargestellt sind neben den eingegebenen Größen auch die in der Leistungssyntheserechnung ermittelten Werte bestimmter Komponenten. Dazu gehören beispielsweise das Treibstoff-Luft-Verhältnis des Brennkammermoduls oder die polytropen Wirkungsgrade der Turbokomponenten im Design.

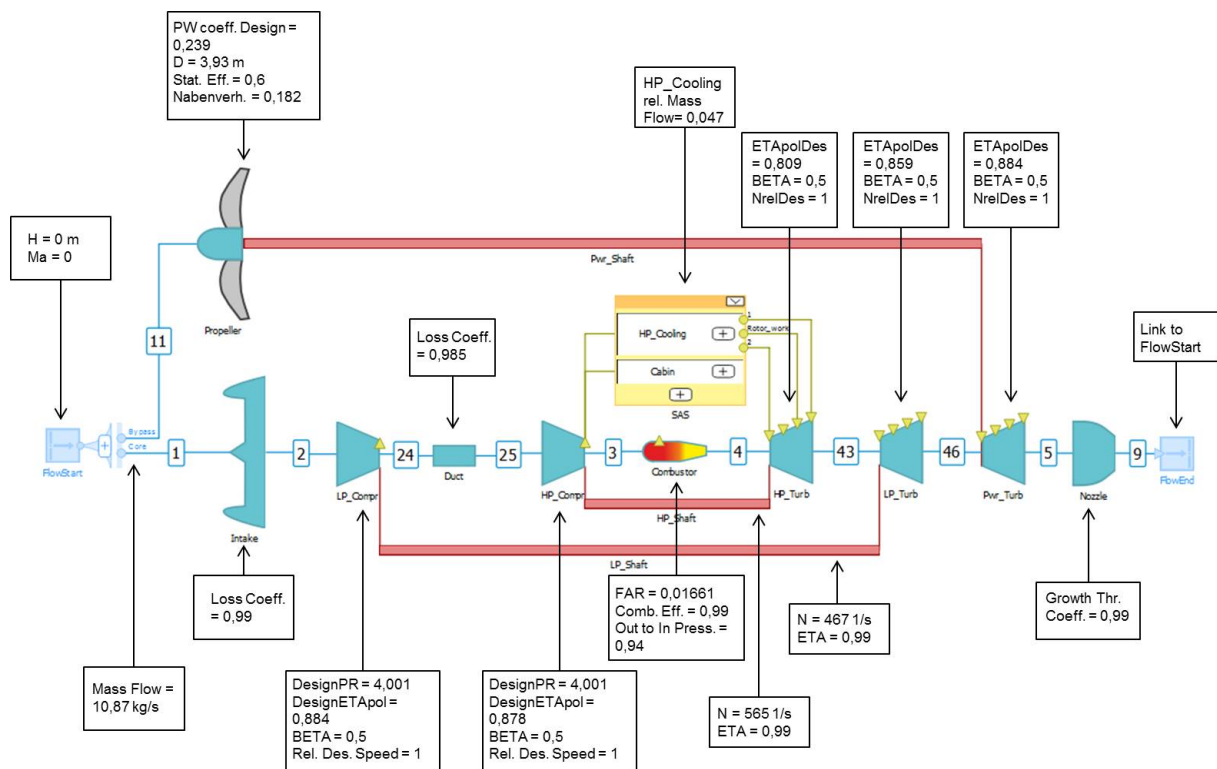


Abbildung B.1.: Parameterwerte des PW127F

Verwendetes Propellerkennfeld

In der folgenden Abbildung ist das verwendete generische Propellerkennfeld dargestellt. Dieses wird sowohl in das Modell des Referenztriebwerks, als auch in die Neuauslegung implementiert. Dazu ist es mit Hilfe des in Abschnitt 3.2.3 erstellten Propellerkennfeldes skaliert.

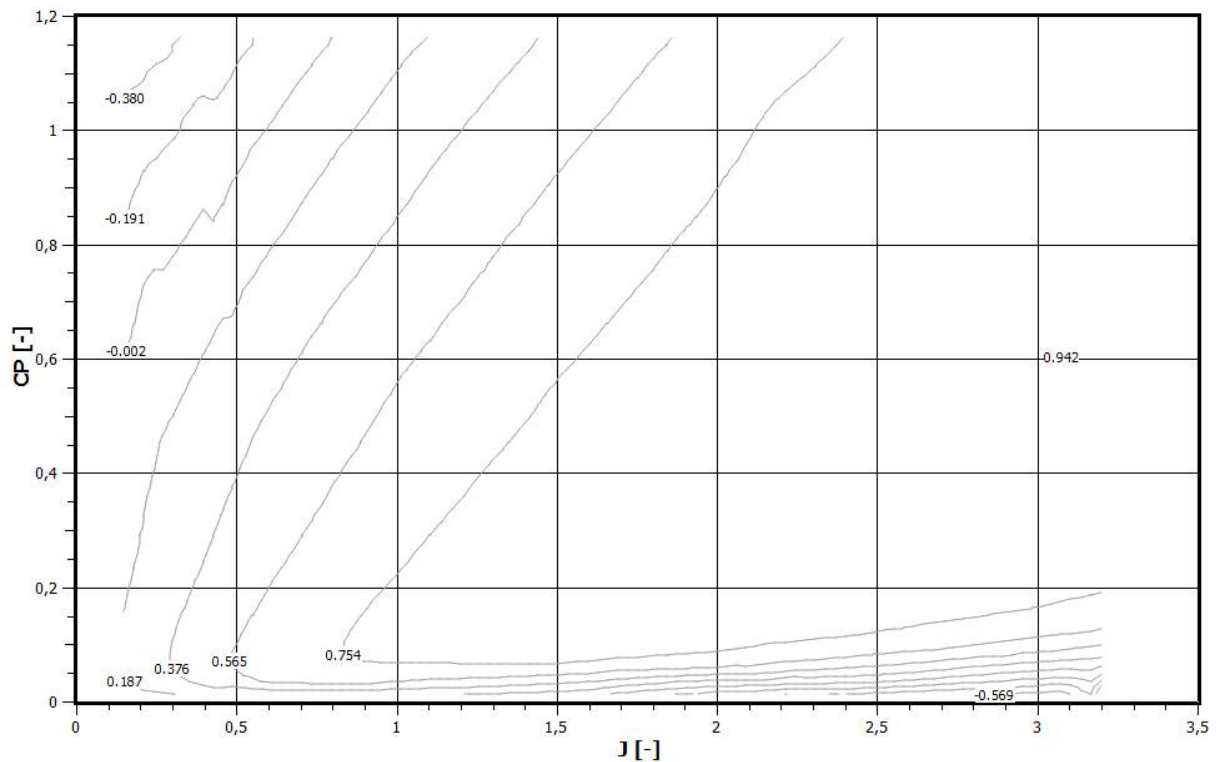


Abbildung B.2.: Verwendetes skaliertes Propellerkennfeld

C. Neuauslegung

In diesem Abschnitt des Anhangs finden sich Ergänzungen zur Neuauslegung der Gasturbine. Dargestellt werden neben der Ermittlung der normierten polytropen Wirkungsgrade der Turbokomponenten auch die Ergebnisse der Leistungssyntheserechnung.

Wirkungsgrade der Turbokomponenten

Im Folgenden sind die extrapolierten Diagramme zur Ermittlung der polytropen Komponentenwirkungsgrade der Radialverdichter, Hoch- und Mitteldruckturbine sowie Niederdruckturbine nach [48] dargestellt.

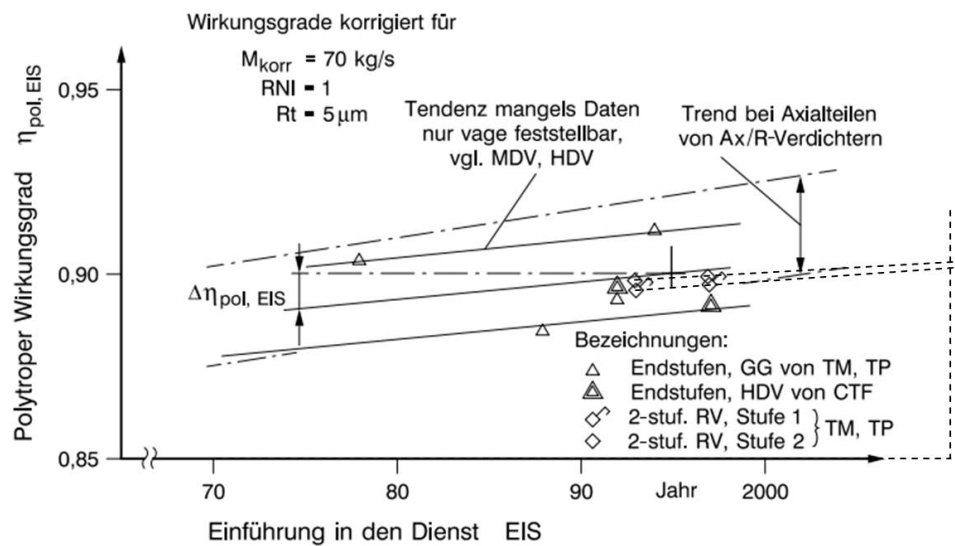


Abbildung C.1.: Polytrope Wirkungsgrade der Radialverdichter - extrapoliert

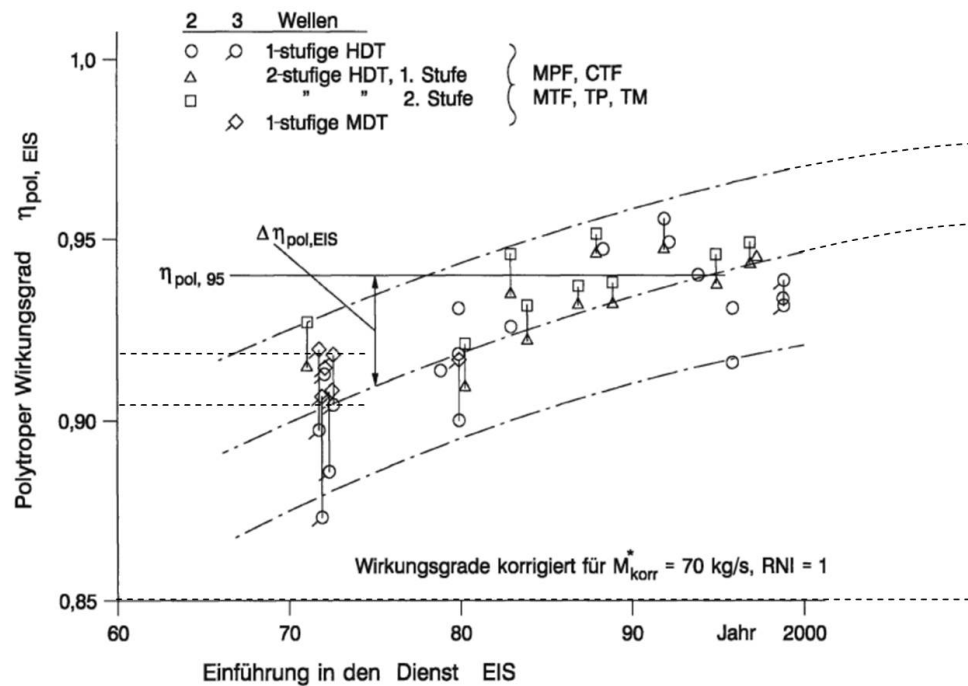


Abbildung C.2.: Polytrope Wirkungsgrade der Hoch- und Mitteldruckturbinen - extrapoliert

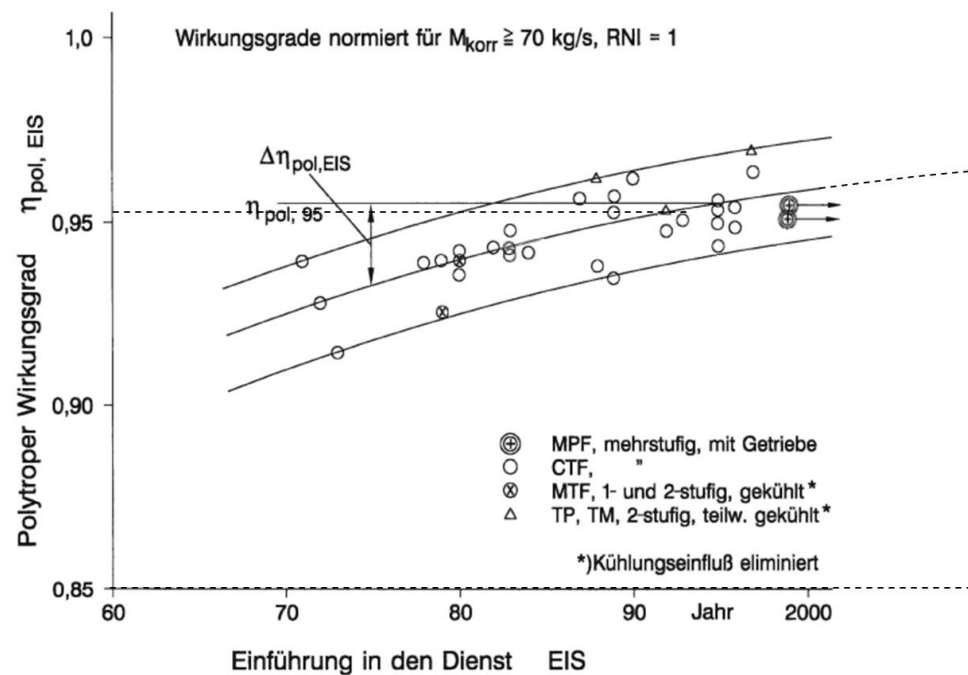


Abbildung C.3.: Polytrope Wirkungsgrade der Niederdruckturbinen - extrapoliert

Ergebnisse der Leistungssyntheserechnung

Die folgende Tabelle zeigt die quantitativen Ergebnisse der Leistungssyntheserechnung. Zu erkennen ist das höhere Temperatur- und Druckniveau der neuausgelegten Gasturbine im Vergleich zur Referenz. Diese Ergebnisse werden auch für die Vergleiche mit den Auswertungen der hybrid-elektrischen Konzepten verwendet.

Parameter	Einheit	Takeoff	EoF OEI	ToC	Cruise
H	m	0	0	6096	6096
Ma	-	0	0,174	0,375	0,407
ΔT_{ISA}	K	+20	+20	0	0
T_N	kN	36,30	22,00	7,40	5,80
P_{Prop}	kW	2051	1987	954	816
η_{Prop}	-	0,600	0,646	0,884	0,887
W_{Core}	kg/s	7,37	7,33	4,03	3,83
W_{Fuel}	kg/s	0,136	0,131	0,058	0,050
$S4.T$	K	1485,0	1458,7	1226,8	1162,1
ITT	K	1173,2	1152,0	961,8	910,0
$\Delta M_{KL,S+R}/M_V$	-	0,10	0,10	0,10	0,10
Π_C	-	19,21	18,52	18,76	17,03
$\eta_{pol,LPC}$	-	0,887	0,894	0,892	0,907
$\eta_{pol,HPC}$	-	0,880	0,881	0,882	0,885
$\eta_{pol,HPT}$	-	0,864	0,864	0,862	0,862
$\eta_{pol,LPT}$	-	0,910	0,909	0,907	0,904
$\eta_{pol,PWT}$	-	0,931	0,923	0,942	0,939

Tabelle C.1.: Ergebnisse der Leistungsrechnung - Neuauslegung

D. Turbo-elektrisches Antriebssystem

In diesem Abschnitt des Anhangs sind alle ergänzenden Darstellungen zum Turbo-elektrischen Antriebssystem abgebildet.

Gleichungssystem

Im Folgenden ist das Gleichungssystem im Auslegungspunkt des in GTlab modellierten turbo-elektrischen Konzepts zu sehen.

Independent		Dependent		
Combustor	FAR	Nozzle	$\frac{p_{tot}}{p_s}$	1,1
Propeller	$C_{P,design}$	Propeller	PW	2051 kW
FlowStart	M_{Core}	ITT	$S43.T$	1073,15 K
Motor	PW	Electr. Connection	MotorPWR	Motor.PW
LPC	$\eta_{pol,Des}$	LPC	$\eta_{pol,LPC}$	$\eta_{pol,LPC,calc}$
HPC	$\eta_{pol,Des}$	HPC	$\eta_{pol,HPC}$	$\eta_{pol,HPC,calc}$
HPT	$\eta_{pol,Des}$	HPT	$\eta_{pol,HPT}$	$\eta_{pol,HPT,calc}$
LPT	$\eta_{pol,Des}$	LPT	$\eta_{pol,LPT}$	$\eta_{pol,LPT,calc}$
PWT	$\eta_{pol,Des}$	PWT	$\eta_{pol,PWT}$	$\eta_{pol,PWT,calc}$

Tabelle D.1.: Gleichungssystem im Auslegungspunkt - Turbo-elektrisches Konzept

Zu erkennen ist die große Ähnlichkeit zum Gleichungssystem des Referenztriebwerks. Die Änderung auf Seiten der Dependents ist die Implementierung der „Verbindungs-Expression“, die definiert ist als Produkt der Generatorleistung und des elektrischen Gesamtwirkungsgrades. Bei den Iterationsschemata der Off-Design-Punkte wird zusätzlich auch nur dieser Parameter im Vergleich zu den Referenzschemata ergänzt, weshalb auf eine Darstellung verzichtet wird.

Drehzahlentkopplung

Im Folgenden sind alle Diagramme aufgeführt, die zu dem in Abschnitt 4.2.1 erläuterten Lösungsansatz für die Drehzahlentkopplung gehören. Zunächst ist dabei das Diagramm zur Bestimmung der Umfangsgeschwindigkeit der Turbine aus [48] aufgeführt. Bei dem abgelesenen Wert handelt es sich allerdings um die im Flächenmittel herrschende Umfangsgeschwindigkeit. Diese müsste mit gegebenem Nabenverhältnis der Leistungsturbine bei Bedarf in eine Blattspitzengeschwindigkeit umgerechnet werden. Ist kein Nabenverhältnis gegeben, kann dieses mit dem anschließend abgebildeten Diagramm aus [48] bestimmt werden. Das entsprechende Turbinendruckverhältnis kann mit Hilfe von GTlab berechnet werden.

Zur Ermittlung der Eintritts- und Austrittsmachzahlen kann das im Anschluss dargestellte Diagramm aus [48] verwendet werden.

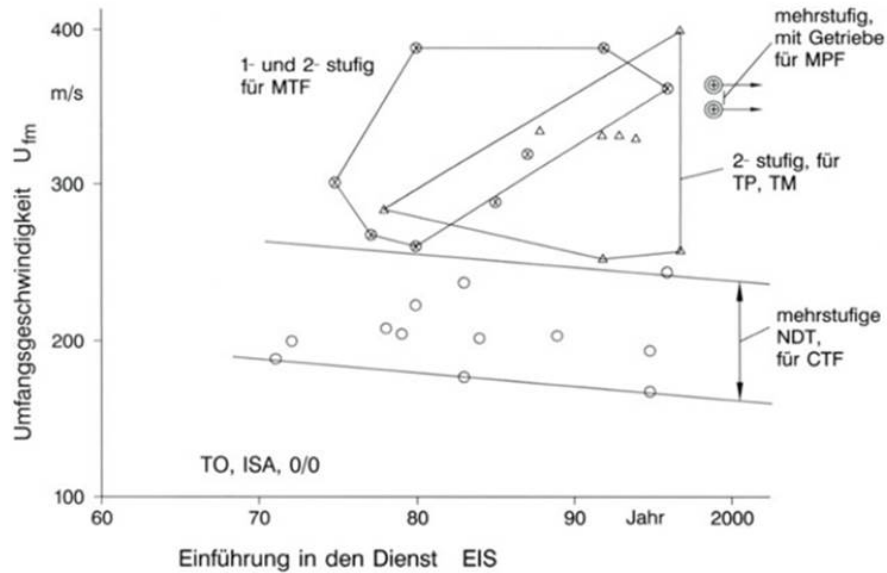


Abbildung D.1.: Mittlere Umfangsgeschwindigkeiten an den Laufschaufeln von ND-Turbinen

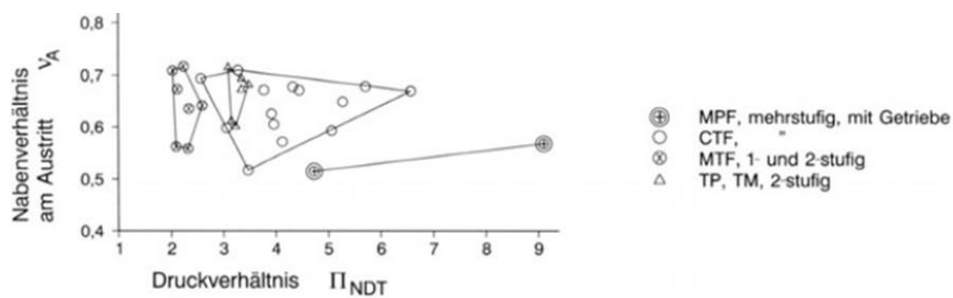


Abbildung D.2.: Nabenverhältnis am Austritt in Abhängigkeit des Druckverhältnisses der ND-Turbine

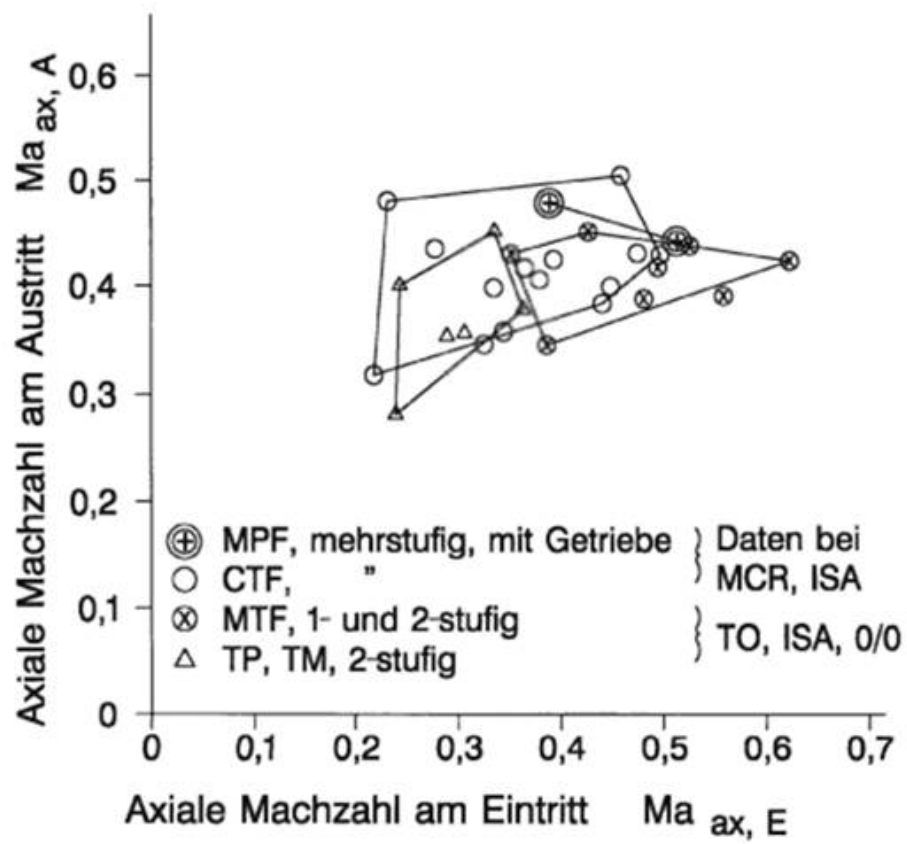


Abbildung D.3.: Axiale Machzahlen am ND-Turbinen Ein- und Austritt

E. Sensitivitätsanalyse

In diesem Teil des Anhangs werden alle in der Sensitivitätsanalyse erzeugten Diagramme dargestellt, die im Text erwähnt, aber nicht dargestellt werden. Diese Abbildungen werden nach den hybriden Konzepten geordnet.

Turbo-elektrisches Konzept

Folgende Abbildung zeigt die Entwicklung der polytropen Komponentenwirkungsgrade bei Variation der elektrischen Gesamteffizienz. Anschließend abgebildet sind die Entwicklungen der betrachteten thermodynamischen Größen bei Variation der Gesamteffizienz der elektrischen Komponenten.

Des Weiteren werden die Änderungen der Parameterwerte bei der Umstellung von zwei auf eine Gasturbine im turbo-elektrischen System. Anhand der Entwicklung des Luftmassenstroms ist zu erkennen, dass die Gasturbinengröße allerdings nicht auf den doppelten Wert steigt. Dies ist mit Betrachtung der Änderungen der Wirkungsgrade der Turbokomponenten zu erkennen. Diese nehmen aufgrund des deutlich angewachsenen Durchsatzes in allen Betriebspunkten zu. Da die Gasturbine auf diese Weise effizienter arbeiten kann, benötigt sie einen kleineren Luftmassenstrom, um die gleichen Leistungsanforderungen wie zwei kleine Gasturbinen zu erfüllen. Die Entwicklung thermodynamischer Parameter zeigt eine abnehmende Brennkammeraustrittstemperatur in allen Betriebspunkten. Dies ist mit dem wachsenden Luftmassenstrom zu erklären.

Weiterhin erkennt man allerdings eine steigende ITT sowie ein zunehmendes CPR. Da sich das Kühlsystem abhängig von der Bezugstemperatur T_m ebenfalls verändert, kommt es zum anderen Verlauf der ITT im Vergleich zur Temperatur an Station 4. Das Druckverhältnis nimmt zu, da die einzelne Gasturbine einen kleineren Durchsatz aufweist als zwei kombinierte Gasturbinen des Konzeptes TE_84. Trotz dessen muss sie die gleiche Leistung liefern wie die beiden kleineren Gasturbinen zusammen, mit insgesamt höherem Durchsatz. Dies führt dazu, dass eine höhere Verdichterleistung erforderlich ist.

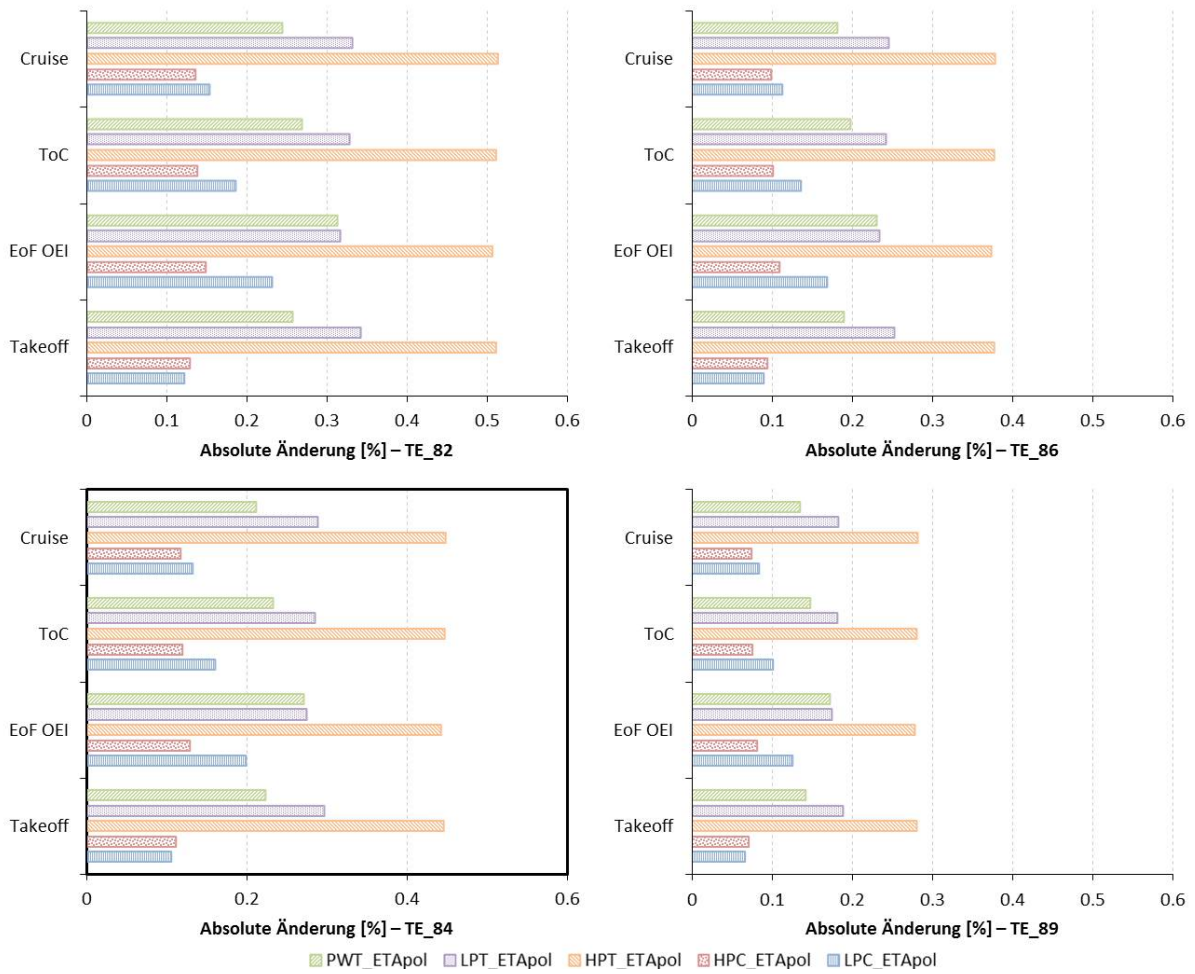


Abbildung E.1.: Entwicklung der Komponentenwirkungsgrade - Turb-elektrisches Konzept

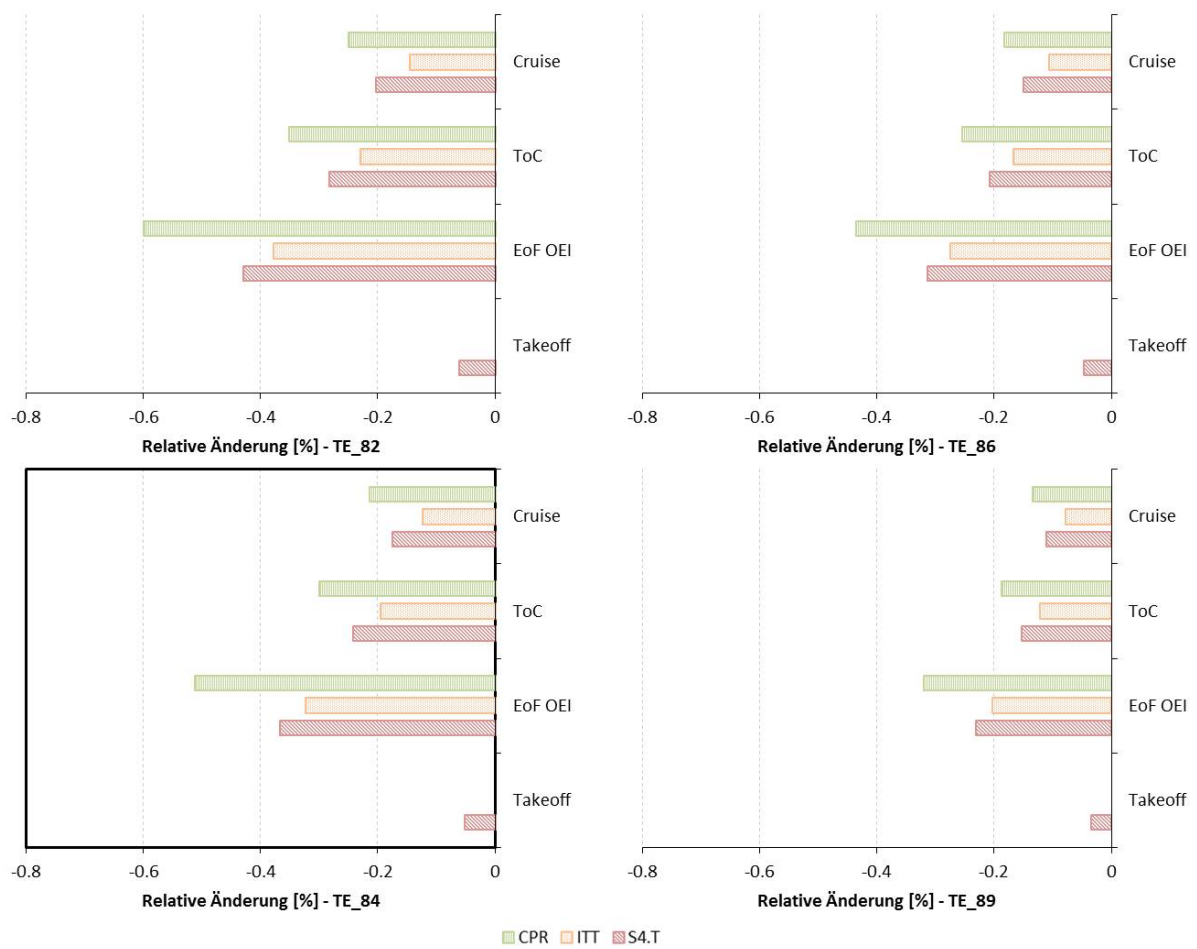


Abbildung E.2.: Entwicklung thermodynamischer Parameter - Turb-elektrisches Konzept

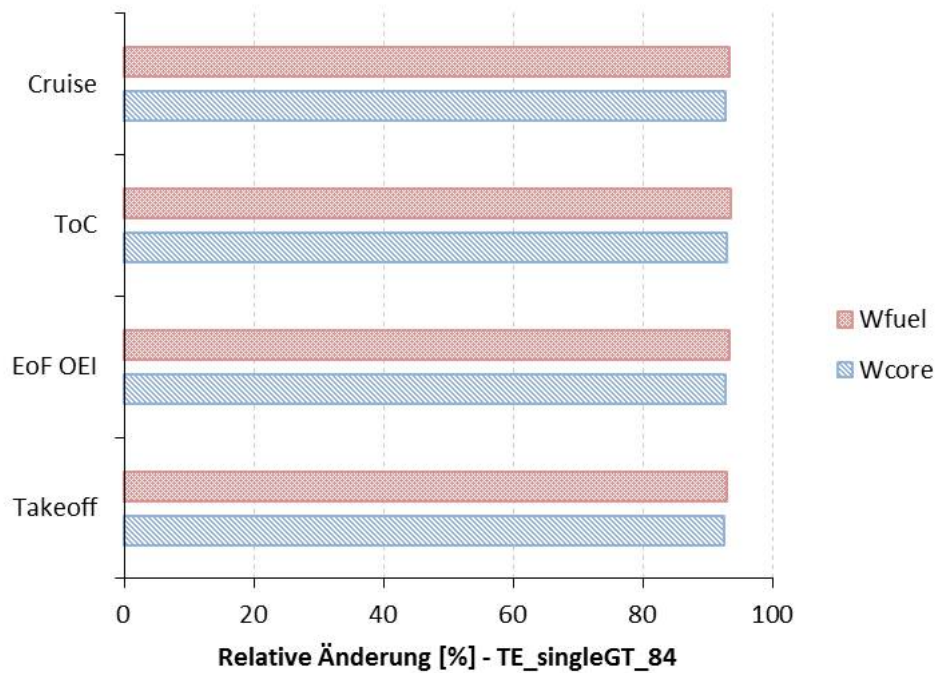


Abbildung E.3.: Vergleich der Massenströme - TE₈₄ und TE_{singleGT_84}

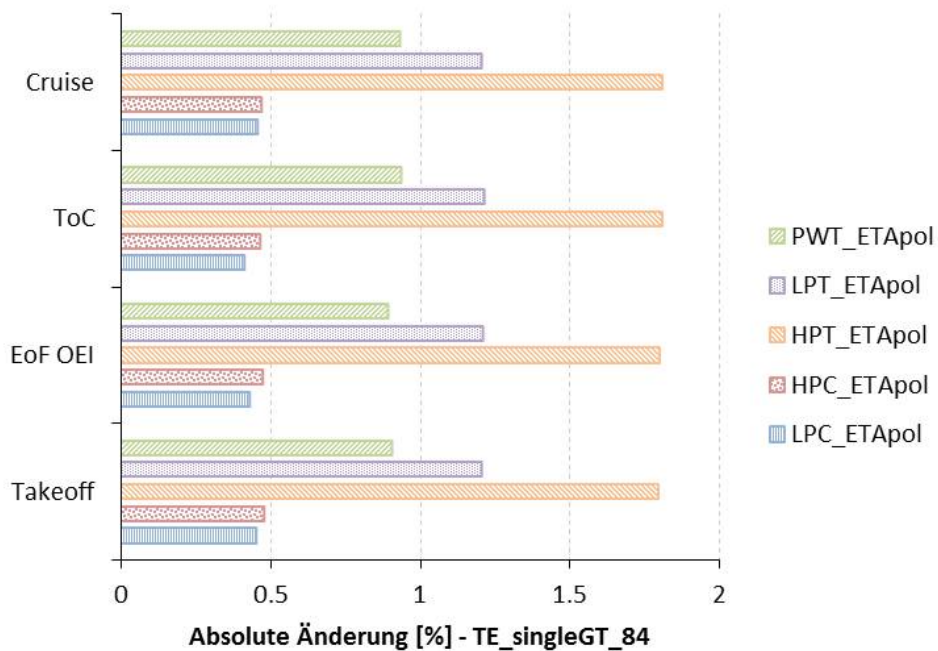


Abbildung E.4.: Vergleich der Komponentenwirkungsgrade - TE₈₄ und TE_{singleGT_84}

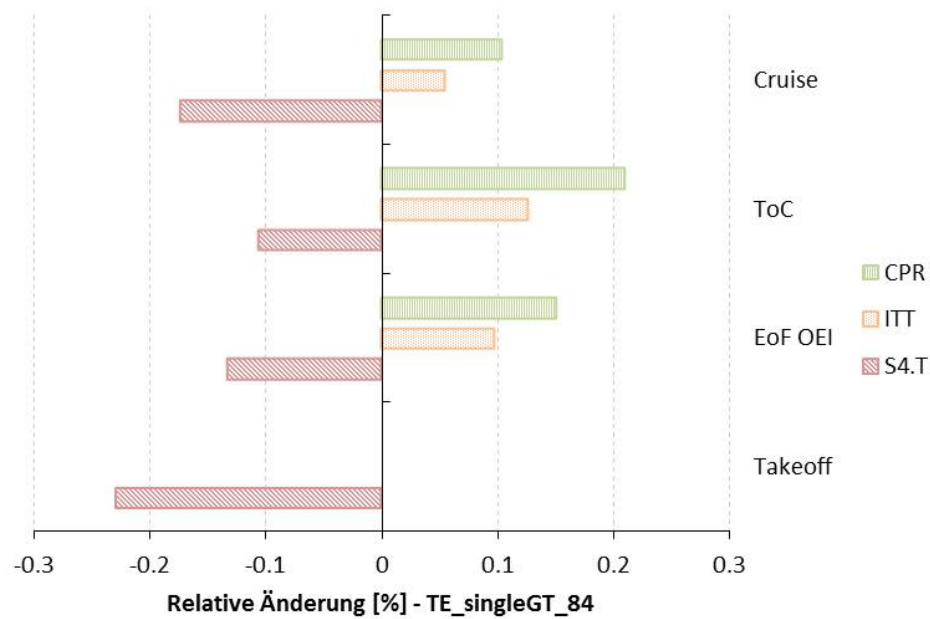


Abbildung E.5.: Vergleich thermodynamischer Größen - TE_84 und $TE_singleGT_84$

Parallel hybrides Konzept

Dargestellt ist im Folgenden der Vergleich zwischen dem LPC-Kennfeld der Gasturbine im hybriden Antriebssystem PH_10 und der Neuauslegung. Im Anschluss daran sind Ausschnitte aus den LPT- und PWT-Kennfeldern von Neuauslegung und PH_10 zu Vergleichszwecken abgebildet. Des Weiteren ist die Entwicklung thermodynamischer Parameter in Abhängigkeit des Leistungsverhältnisses H_P dargestellt.

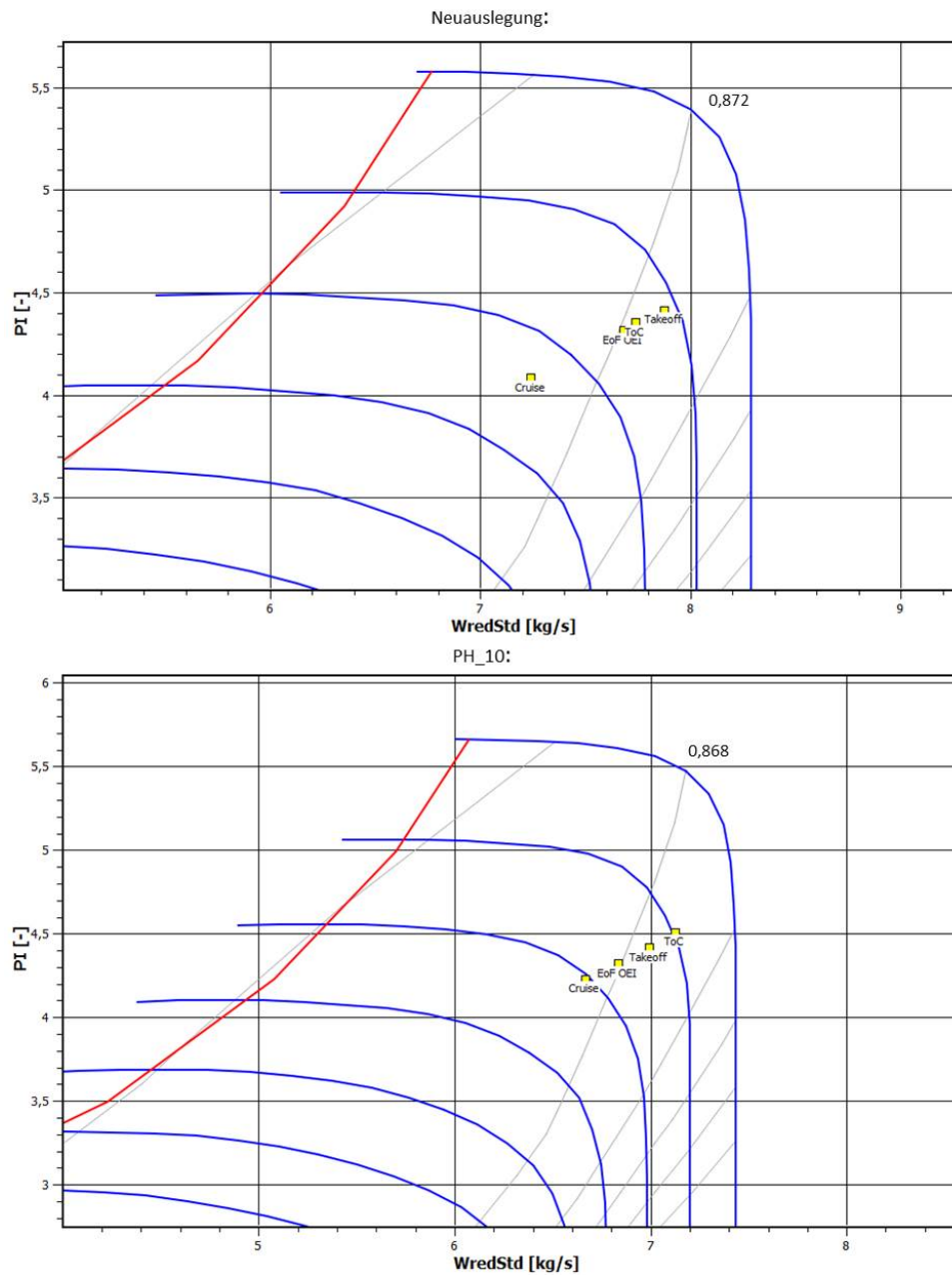


Abbildung E.6.: Ausschnitte der LPC-Kennfelder von Neuauslegung und PH_10

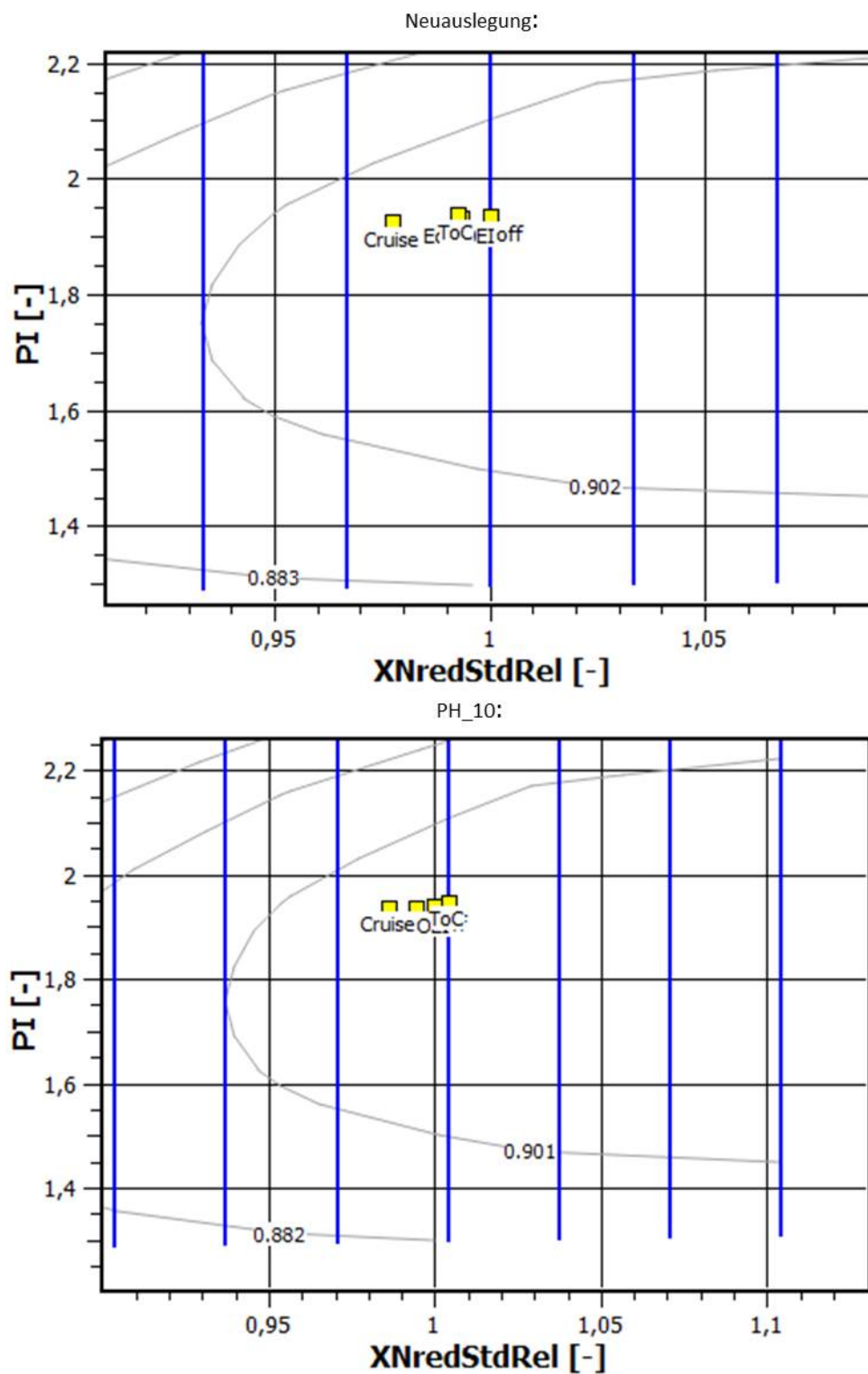


Abbildung E.7.: Ausschnitte der LPT-Kennfelder von Neuauslegung und PH_10

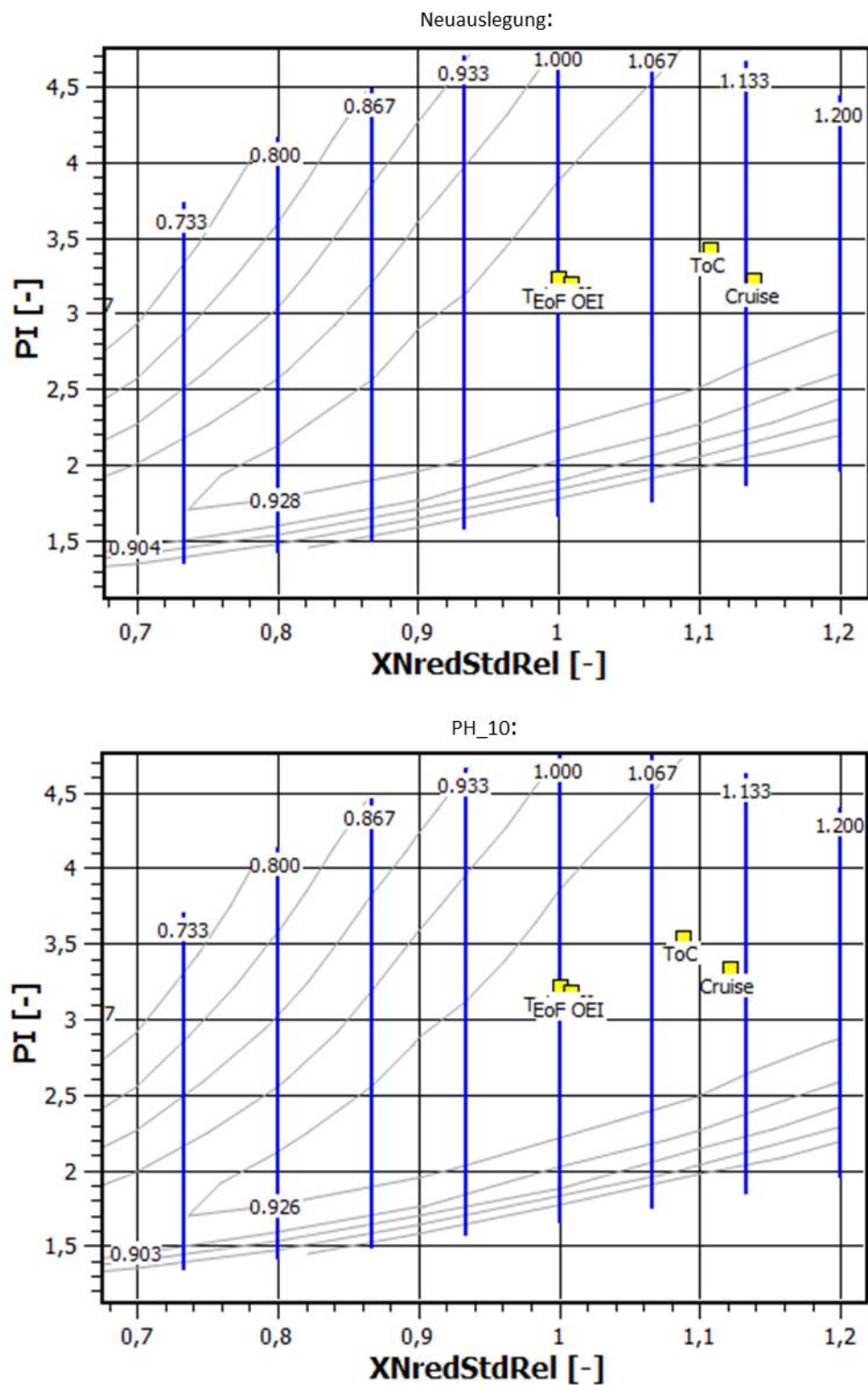


Abbildung E.8.: Ausschnitte der PWT-Kennfelder von Neuauslegung und PH_10

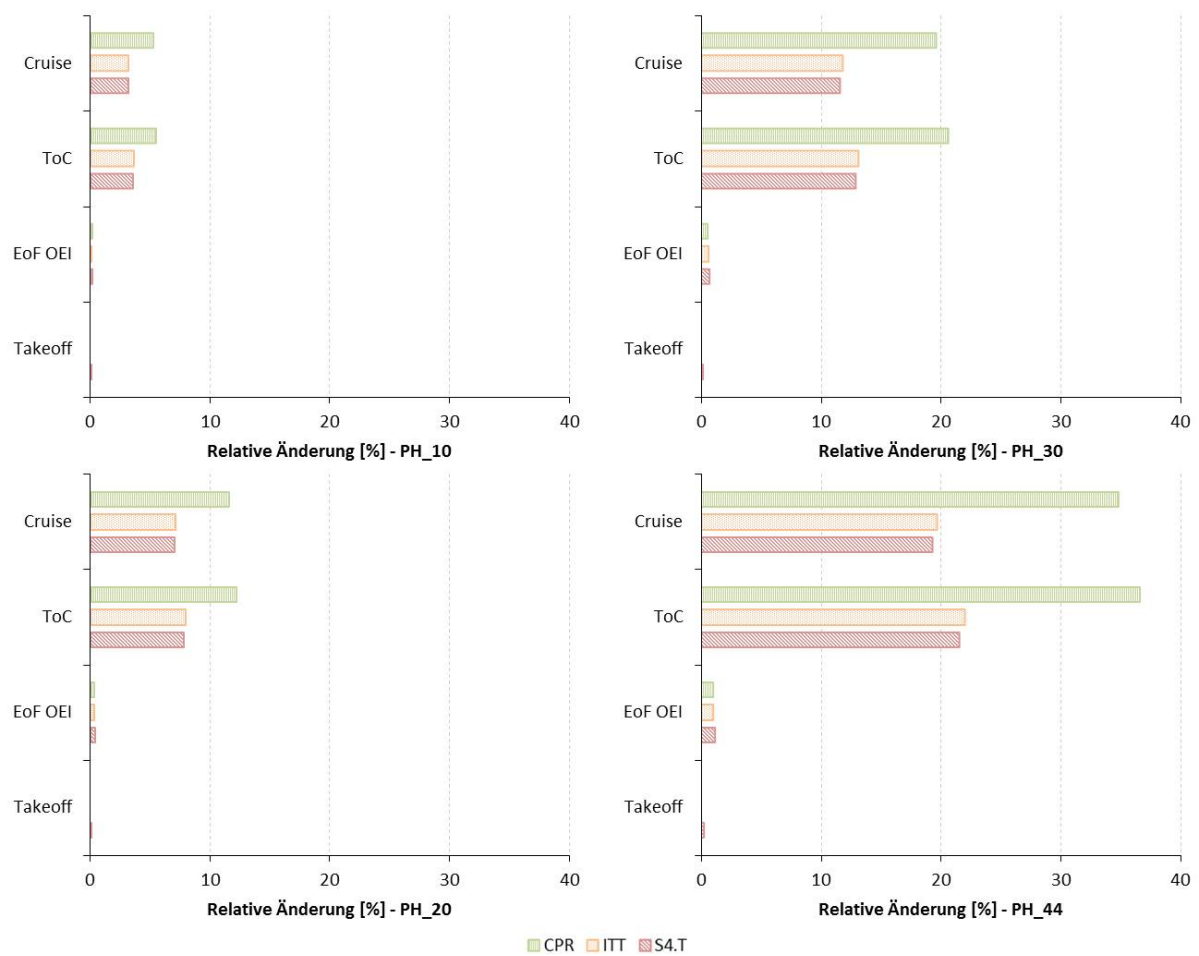


Abbildung E.9.: Vergleich thermodynamischer Parameter - Parallel hybrides Konzept

F. Flugmissionsrechnung - Gewichtsübersicht

In diesem Abschnitt des Anhangs finden sich die Gewichtsunterteilungen der bei der Flugmissionsrechnung betrachteten Antriebssysteme wieder. Das Gewicht der jeweiligen elektrischen Komponenten wird mit der zugehörigen Leistungsdichte berechnet. Die Leistung, die von der Komponente dabei umgesetzt werden muss, ist abhängig von der Position dieser Komponente im Antriebsstrang. So muss z.B. ein Generator eine höhere elektrische Leistung abgeben als für den Antrieb erforderlich ist, um die Verluste der zwischengeschalteten elektrischen Komponenten zu berücksichtigen. In den folgenden Gewichtsübersichten ist das Gewicht des Gesamtsystems dargestellt. So wird bereits die Anzahl der jeweiligen Komponenten im Antriebssystem berücksichtigt. Neben dem sich ergebenden Gesamtgewicht des Antriebssystems wird zusätzlich die Differenz zum Referenztriebwerk angegeben.

Turbo-elektrisches Konzept

Das Gewicht des Antriebsstrangs wird abhängig von der Variation der Gesamteffizienz der elektrischen Komponenten bestimmt. Um eine Änderung dieser Gesamteffizienz darzustellen, werden die Effizienzen der Komponenten Motor, Generator und Leistungselektronik iterativ um jeweils den gleichen absoluten Wert angepasst. Abgebildet sind im Folgenden die Gewichtsübersichten der betrachteten turbo-elektrischen Konzepte.

Komponente	Masse
	kg
Elektromotoren	869,0
Generatoren	1000,5
Gasturbinen	1173,2
<i>Peripherie</i>	
Wechselrichter	300,5
Gleichrichter	314,8
Leitungen	14,2
Wärmetauscher	334,9
Σ gesamtes System	4007,2
Δ Referenz	3045,2

Tabelle F.1.: Gewichtsübersicht TE_82

Komponente	Masse
	kg
Elektromotoren	863,6
Generatoren	975,9
Gasturbinen	1144,3
<i>Peripherie</i>	
Wechselrichter	296,8
Gleichrichter	309,0
Leitungen	14,2
Wärmetauscher	292,5
Σ gesamtes System	3896,3
Δ Referenz	2934,3

Tabelle F.2.: Gewichtsübersicht TE_84

Komponente	Masse
	kg
Elektromotoren	858,6
Generatoren	953,9
Gasturbinen	1118,6
<i>Peripherie</i>	
Wechselrichter	293,4
Gleichrichter	303,8
Leitungen	14,2
Wärmetauscher	253,8
Σ gesamtes System	3796,4
Δ Referenz	2834,4

Tabelle F.3.: Gewichtsübersicht TE_86

Komponente	Masse
	kg
Elektromotoren	851,2
Generatoren	921,8
Gasturbinen	1080,9
<i>Peripherie</i>	
Wechselrichter	288,4
Gleichrichter	296,1
Leitungen	14,2
Wärmetauscher	195,8
Σ gesamtes System	3648,4
Δ Referenz	2686,4

Tabelle F.4.: Gewichtsübersicht TE_89

Parallel hybrides Konzept

Die Gewichtunterteilungen der vier untersuchten parallel hybriden Konzepte sind im Folgenden dargestellt. Variiert wird dabei das Leistungsverhältnis H_P . Die Effizienzen der einzelnen Komponenten bleiben unverändert.

Komponente	Masse
	kg
Elektromotoren	86,4
Batterien	781,0
Gasturbinen	865,8
<i>Peripherie</i>	
Wechselrichter	29,7
Leitungen	2,8
Wärmetauscher	15,4
Σ gesamtes System	1781,1
Δ Referenz	819,1

Tabelle F.5.: Gewichtsübersicht PH_10

Komponente	Masse
	kg
Elektromotoren	172,7
Batterien	1562,0
Gasturbinen	769,6
<i>Peripherie</i>	
Wechselrichter	59,4
Leitungen	3,75
Wärmetauscher	30,8
Σ gesamtes System	2598,3
Δ Referenz	1636,3

Tabelle F.6.: Gewichtsübersicht PH_20

Komponente	Masse
	kg
Elektromotoren	259,1
Batterien	2343,1
Gasturbinen	673,4
<i>Peripherie</i>	
Wechselrichter	89,0
Leitungen	5,36
Wärmetauscher	46,2
Σ gesamtes System	3416,2
Δ Referenz	2454,2

Tabelle F.7.: Gewichtsübersicht PH_30

Komponente	Masse
	kg
Elektromotoren	380,9
Batterien	3444,7
Gasturbinen	537,7
<i>Peripherie</i>	
Wechselrichter	130,9
Leitungen	7,0
Wärmetauscher	68,0
Σ gesamtes System	4569,2
Δ Referenz	3607,2

Tabelle F.8.: Gewichtsübersicht PH_44

Seriell hybrides Konzept

Beim seriell hybriden Konzept muss zum einen die Gesamteffizienz des elektrischen Strangs und zum anderen der Grad der Unterstützung des elektrischen Systems berücksichtigt werden. Im Folgenden sind die Gewichtsunterteilungen für die vier betrachteten seriell hybriden Antriebskonzepte mit einer elektrischen Gesamteffizienz von 84% abgebildet. Zu erkennen ist im Fall des Konzeptes SH_20_84 und höherer Unterstützungsgrade das geringere Gewicht des Generators im Vergleich zum Motor trotz gleicher Effizienz. Dies ist mit der zwischen beiden Komponenten zugespeisten elektrischen Energie aus der Batterie zu erklären. Der Generator muss aufgrund dieser Unterstützung eine kleinere mechanische Leistung in elektrische Leistung umwandeln und kann aus diesem Grund kleiner ausgelegt werden.

Komponente	Masse
	kg
Elektromotoren	863,6
Generatoren	878,3
Gasturbinen	1029,9
Batterien	781,0
<i>Peripherie</i>	
Wechselrichter	296,8
Gleichrichter	278,1
Leitungen	14,2
Wärmetauscher	263,2
Σ gesamtes System	4405,1
Δ Referenz	3443,1

Tabelle F.9.: Gewichtsübersicht SH_10_84

Komponente	Masse
	kg
Elektromotoren	863,6
Generatoren	780,7
Gasturbinen	915,5
Batterien	1562,0
<i>Peripherie</i>	
Wechselrichter	296,8
Gleichrichter	247,2
Leitungen	14,2
Wärmetauscher	234,0
Σ gesamtes System	4914,0
Δ Referenz	3952,0

Tabelle F.10.: Gewichtsübersicht SH_20_84

Komponente	Masse
	kg
Elektromotoren	863,6
Generatoren	683,1
Gasturbinen	801,0
Batterien	2343,1
<i>Peripherie</i>	
Wechselrichter	296,8
Gleichrichter	216,3
Leitungen	14,2
Wärmetauscher	204,7
Σ gesamtes System	5422,8
Δ Referenz	4460,8

Tabelle F.11.: Gewichtsübersicht SH_30_84

Komponente	Masse
	kg
Elektromotoren	863,6
Generatoren	547,8
Gasturbinen	642,3
Batterien	3426,2
<i>Peripherie</i>	
Wechselrichter	296,8
Gleichrichter	173,5
Leitungen	14,2
Wärmetauscher	164,2
Σ gesamtes System	6128,5
Δ Referenz	5166,5

Tabelle F.12.: Gewichtsübersicht SH_44_84